Universidad Nacional de Córdoba

Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales

Aeronáutica General

Carpeta de laboratorios

Autor:
Leonardo Alberto Desimone

2 de marzo de 2021

Copyright © 2021 Leonardo Alberto Desimone

Publicación independiente

Prohibida su reproducción, almacenamiento o distribución por cualquier medio, total o parcial, sin el permiso previo y por escrito del autor y/o la editorial. También se encuentra totalmente prohibido su tratamiento informático y distribución por medios electrónicos tales como internet o cualquier otro soporte.

Primera impresión, Marzo 2021

Índice general

Índice general **3**

1. Determinación de la densidad del aire **10**
1.1. Resumen . . . 10
1.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 11
1.3. Introducción . . . 11
1.4. Objetivo . . . 11
1.5. Fundamentación teórica . . . 11
1.5.1. Ley de los gases ideales . . . 11
1.5.2. Error e incertidumbre . . . 12
1.5.2.1. Suma y Diferencia . . . 12
1.5.2.2. Producto y Cociente . . . 12
1.5.2.3. Potencia . . . 13
1.6. Materiales . . . 13
1.7. Métodos . . . 13
1.8. Resultados . . . 15
1.9. Conclusiones . . . 15
1.10. Referencias . . . 16

2. Relevamiento de sondas **17**
2.1. Resumen . . . 17
2.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 17
2.3. Introducción . . . 18
2.4. Objetivo . . . 18
2.5. Fundamentación teórica . . . 18
2.5.1. Tipos de presiones . . . 18
2.5.1.1. Presión estática P_e . . . 18
2.5.1.2. Presión dinámica q . . . 18
2.5.1.3. Presión total P_0 . . . 18
2.5.2. Partes de una sonda . . . 19
2.5.3. Clasificación de las sondas . . . 19
2.6. Materiales . . . 20
2.6.1. Sonda N° 1: Tubo de Pitot . . . 20
2.6.2. Sonda N° 4: Sonda de Pitot estática . . . 20
2.6.3. Sonda N° 7: Sonda Omnidireccional . . . 22
2.6.4. Sonda N° 9: Sonda Direccional . . . 22
2.7. Métodos . . . 22
2.8. Conclusiones . . . 24

2.9. Referencias . . . 25
2.10. Anexo: Croquis de sonda N° 1 . . . 26
2.11. Anexo: Croquis de sonda N° 4 . . . 27
2.12. Anexo: Croquis de sonda N° 7 . . . 28
2.13. Anexo: Croquis de sonda N° 9 . . . 29

3. Relevamiento de túneles de viento 30
3.1. Resumen . . . 30
3.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 30
3.3. Introducción . . . 31
3.4. Objetivo . . . 32
3.5. Fundamentación teórica . . . 32
3.5.1. Funcionamiento . . . 32
3.5.2. Partes . . . 32
3.5.2.1. Labio de entrada . . . 32
3.5.2.2. Grupo propulsor . . . 33
3.5.2.3. Cámara de tranquilización . . . 33
3.5.2.4. Convergente . . . 34
3.5.2.5. Cámara de ensayos . . . 34
3.5.2.6. Difusor . . . 34
3.5.2.7. Codos y curvas . . . 35
3.5.2.8. Otros . . . 35
3.5.3. Clasificaciones . . . 35
3.6. Materiales . . . 36
3.6.1. Túnel T01 . . . 36
3.6.2. Túnel T02 . . . 36
3.6.3. Túnel T03 . . . 37
3.6.4. Túnel T04 . . . 37
3.6.5. Túnel T05 . . . 37
3.6.6. Túnel T06 . . . 37
3.6.7. Túnel T07 . . . 37
3.7. Métodos . . . 37
3.7.1. Esquemas . . . 38
3.8. Conclusiones . . . 45
3.9. Referencias . . . 45

4. Determinación de la velocidad de una corriente de aire 46
4.1. Resumen . . . 46
4.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 47
4.2.1. Constantes . . . 47
4.2.2. Equivalencias . . . 47
4.3. Introducción . . . 47
4.4. Objetivo . . . 47
4.5. Fundamentación teórica . . . 48
4.5.1. Ecuación General de la Hidrostática . . . 48
4.5.2. Ecuación de Bernoulli . . . 48
4.5.3. Densidad . . . 49
4.5.4. Cálculo y propagaciones de incertidumbres . . . 49

4.5.5. Número de Reynolds . . . 49
4.6. Materiales . . . 49
4.6.1. Multimanómetro de columna de líquido . . . 49
4.6.1.1. Lectura de las presiones . . . 51
4.6.2. Túnel T01 . . . 51
4.6.3. Sonda N°2: Tubo de Pitot . . . 51
4.6.4. Barómetro y Termómetro . . . 53
4.7. Métodos . . . 53
4.8. Resultados . . . 54
4.8.1. Datos proporcionados . . . 54
4.8.2. Densidad del aire . . . 55
4.8.3. Incertidumbres de Re_m y V . . . 55
4.9. Conclusiones . . . 55
4.10. Referencias . . . 56
4.11. Anexo A: Multimanómetro con $\alpha = 86.5\,°$ . . . 57
4.12. Anexo B: Multimanómetro con $\alpha = 44.3\,°$ . . . 59
4.13. Anexo C: Multimanómetro con $\alpha = 27.4\,°$ . . . 61

5. Determinación de espesor y tipo de capa limite 63
5.1. Resumen . . . 63
5.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 64
5.2.1. Constantes . . . 64
5.2.2. Equivalencias . . . 64
5.3. Introducción . . . 64
5.4. Objetivo . . . 64
5.5. Fundamentación teórica . . . 65
5.5.1. Fluidos y Condición de no deslizamiento . . . 65
5.5.2. Capa límite . . . 65
5.6. Materiales . . . 67
5.6.1. Multimanómetro de alcohol . . . 67
5.6.2. Túnel de viento T04 . . . 67
5.6.3. Sonda de capa límite . . . 67
5.7. Métodos . . . 68
5.7.1. Instalación . . . 69
5.8. Resultados . . . 69
5.8.1. Datos . . . 69
5.8.2. Cálculos . . . 70
5.9. Conclusiones . . . 72
5.10. Referencias . . . 72
5.11. Anexo A: Tabla y gráficos . . . 73

6. Calibración de sondas 77
6.1. Resumen . . . 77
6.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 78
6.2.1. Constantes . . . 78
6.2.2. Equivalencias . . . 78
6.3. Introducción . . . 78
6.4. Objetivo . . . 79

6.5. Fundamentación teórica . . . 79
6.5.1. Errores . . . 79
6.5.2. Viscosidad . . . 79
6.5.3. Número de Reynolds . . . 80
6.6. Materiales . . . 80
6.6.1. Multimanómetro . . . 80
6.6.2. Termómetro y barómetro . . . 80
6.6.3. Túnel T01 . . . 80
6.6.4. Sonda total y sondas de Pitot estáticas de nariz esférica y elíptica . . . 80
6.6.5. Goniómetro . . . 80
6.7. Métodos . . . 80
6.7.1. Instalación . . . 81
6.8. Resultados . . . 83
6.8.1. Cálculo de densidad del aire . . . 83
6.8.2. Cálculo de la viscosidad del aire . . . 83
6.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro . . . 83
6.8.4. Velocidad y número de Reynolds . . . 84
6.8.5. Errores . . . 84
6.9. Conclusiones . . . 84
6.10. Referencias . . . 85
6.11. Anexo A: Tablas y gráficos . . . 86

7. Determinación de la cámara de ensayos de un túnel de viento 90
7.1. Resumen . . . 90
7.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 91
7.2.1. Constantes . . . 91
7.2.2. Equivalencias . . . 91
7.3. Introducción . . . 91
7.4. Objetivo . . . 91
7.5. Fundamentación teórica . . . 92
7.5.1. Área de la cámara de ensayos . . . 92
7.5.2. Correcciones por errores de desalineación . . . 92
7.6. Materiales . . . 94
7.6.1. Multimanómetro . . . 94
7.6.2. Termómetro y barómetro . . . 94
7.6.3. Túnel de viento T01 . . . 94
7.6.4. Sonda de presión total . . . 94
7.6.5. Soporte móvil . . . 94
7.7. Métodos . . . 94
7.7.1. Instalación . . . 95
7.8. Resultados . . . 96
7.8.1. Densidad del aire . . . 96
7.8.2. Viscosidad del aire . . . 96
7.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro . . . 96
7.8.4. Error de la sonda e_s . . . 97
7.8.5. Velocidad . . . 97
7.8.6. Reynolds por unidad de longitud Rem . . . 98
7.8.7. Determinación de la cámara de ensayos . . . 98

7.9. Conclusiones . . . 98
7.10. Referencias . . . 99
7.11. Anexo A: X = 0 Cm . . . 100
7.12. Anexo B: X = 50 Cm . . . 102
7.13. Anexo C: X = 100 Cm . . . 104
7.14. Anexo E: Cámara de ensayos . . . 108

8. Relevamiento de presiones en las paredes de un túnel de viento 109
8.1. Resumen . . . 109
8.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 110
8.2.1. Constantes . . . 110
8.2.2. Equivalencias . . . 110
8.3. Introducción . . . 110
8.4. Objetivo . . . 110
8.5. Fundamentación teórica . . . 111
8.5.1. Ecuación de Bernoulli . . . 111
8.5.2. Ecuación de continuidad . . . 112
8.6. Materiales . . . 113
8.6.1. Túnel de viento T06 . . . 113
8.6.2. Barómetro y termómetro . . . 113
8.6.3. Multimanómetro de columna de líquido . . . 113
8.6.4. Llave selectora . . . 113
8.7. Métodos . . . 114
8.7.1. Instalación . . . 114
8.8. Resultados . . . 115
8.8.1. Densidad del aire . . . 115
8.8.2. Viscosidad del aire . . . 115
8.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro . . . 115
8.8.4. Secciones del Túnel T06 . . . 116
8.8.5. Convergente . . . 116
8.8.6. Velocidad del ensayo . . . 117
8.8.7. Cálculo de Reynolds por metro . . . 118
8.9. Conclusiones . . . 118
8.10. Referencias . . . 119
8.11. Anexo A: Secciones del túnel de viento T06 . . . 120
8.12. Anexo B: Curvas del convergente . . . 122

9. Relevamiento de presiones en un perfil aerodinámico 124
9.1. Resumen . . . 124
9.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades . . . 125
9.2.1. Constantes . . . 125
9.2.2. Equivalencias . . . 125
9.3. Introducción . . . 125
9.4. Objetivo . . . 125
9.5. Fundamentación teórica . . . 126
9.5.1. Perfil aerodinámico . . . 126
9.5.2. Coeficiente de sustentación C_l . . . 127
9.5.3. Coeficiente de presión C_P . . . 127

9.5.4. Obtención de C_l a partir de C_P . . . 128
9.5.5. Sustentación: Curva $C_l(\alpha)$ . . . 129
9.6. Materiales . . . 130
9.6.1. Túnel de viento T01 . . . 130
9.6.2. Barómetro y termómetro . . . 130
9.6.3. Multimanómetro . . . 130
9.6.4. Goniómetro . . . 130
9.6.5. Sonda pitot y sonda de presión estática . . . 130
9.6.6. Perfil NACA 0018 . . . 130
9.7. Métodos . . . 131
9.7.1. Instalación . . . 132
9.8. Resultados . . . 132
9.8.1. Densidad del aire . . . 132
9.8.2. Viscosidad del aire . . . 133
9.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro . . . 133
9.8.4. Cálculo de velocidad . . . 133
9.8.5. Cálculo de número de Reynolds . . . 134
9.8.6. Cálculo de C_P y C_l . . . 134
9.9. Conclusiones . . . 134
9.10. Referencias . . . 135
9.11. Anexo A: Datos relevados . . . 136
9.12. Anexo B: Datos corregidos . . . 136
9.13. Anexo C: Coeficientes de presiones C_P . . . 137
9.14. Anexo D: Gráficos de C_P en función de x/c . . . 137
9.15. Anexo E: Coeficientes C_l y gráfica $C_l(\alpha)$ . . . 139
9.16. Anexo D: Distribución de presiones sobre el perfil NACA 0018 . . . 142

10. Anexos: Resumen y parciales de laboratorio 145

Capítulo 1

Determinación de la densidad del aire

1.1. Resumen

En la aeronáutica, mas precisamente en el campo de la aerodinámica es de vital importancia conocer y determinar las propiedades del aire (como ser la presión, la temperatura, la densidad, la humedad, etcétera), ya que los efectos que este tendrá sobre un cuerpo sólido (por ejemplo una aeronave) cuando se traslade a través de la atmósfera se verán afectados por estos parámetros. En el siguiente informe técnico se determina la densidad del aire por medio de una experiencia de laboratorio. Para llevar a cabo dicha experiencia serán necesarios dos instrumentos de medición, un termómetro y barómetro; con los cuales podrán ser medidas la temperatura ambiente y la presión atmosférica respectivamente. Para el cálculo de la densidad serán utilizados los valores obtenidos de presión y temperatura, posteriormente se utilizará Ley de los Gases ideales con ciertas consideraciones para llevar a cabo el procedimiento analítico al no poder determinarse dicha magnitud directamente mediante una medición.

Palabras clave: propiedades, efectos, densidad, termómetro, barómetro.

In aeronautics, more precisely in the field of aerodynamics, it is vitally important to know and determine the properties of air (such as pressure, temperature, density, humidity, etc.), since the effects it will have on a solid body (for example, an aircraft) when it moves through the atmosphere will be affected by these parameters. In the following technical report the air density is determined by a laboratory experience. To carry out this experience, two measuring instruments will be necessary, a thermometer and barometer; with which the ambient temperature and atmospheric pressure can be measured respectively. For the calculation of the density, the values obtained from pressure and temperature will be used. Later, the Ideal Gas Law will be used with some considerations to carry out the analytical procedure, because this magnitude cannot be determined directly by a measurement.

Keywords: properties, effects, density, thermometer, barometer.

1.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

ρ	Densidad $[Kg/m^3]$
$\Delta\rho$	Incertidumbre de la densidad $[Kg/m^3]$
P	Presión $[Pa]$
ΔP	Incertidumbre de la presión $[Pa]$
T	Temperatura $[K]$
ΔT	Incertidumbre de la temperatura $[K]$

Constantes

R	Constante del aire $[J/kg.K] = 287,00\ J/kg.K$
ΔR	Incertidumbre de la constante del aire $[J/kg.K] = 0,01\ J/kg.K$

1.3. Introducción

La densidad del aire es una variable de estado que es posible obtenerla en forma indirecta mediante un cálculo a partir de mediciones realizadas con el termómetro y el barómetro; sencillamente es la cantidad de masa de aire por unidad de volumen. Esta densidad en altitudes bajas es mayor que en la de altas altitudes y puede ser afectada por la temperatura y la humedad.

En la experiencia aquí desarrollada se emplearán ambos instrumentos para determinar dos parámetros del aire (presión y temperatura) de manera directa, con estos valores obtenidos y empleando la ley de los gases ideales calcularemos la densidad.

1.4. Objetivo

En esta experiencia se tiene como principal objetivo la determinación de la densidad del aire según las condiciones ambientales presentes y aprender a utilizar adecuadamente el barómetro y el termómetro.

1.5. Fundamentación teórica

1.5.1. Ley de los gases ideales

Es posible considerar al aire en equilibrio químico y termodinámico, lo cual significa que su composición química no cambia y que las propiedades termodinámicas satisfacen en todo momento las relaciones de estado. Se puede asumir que los valores de presión y temperatura están lo suficientemente alejados de condiciones externas, de modo que es válida la condición de *gas ideal*. Esto nos permite suponer que el aire responde a la *ecuación de estado de los gases ideales*.

$$P = \rho R_a T$$

Despejando la densidad se obtiene;

$$\rho = \frac{P}{R_a T}$$

Se justifica el uso de la ecuación ya que se tienen en cuenta los siguientes factores:

- La presión obtenida en la medición es baja.
- La tempretatura obtenida en la medición es alta.
- Se supone aire seco (Sin la presencia de humedad).
- Brinda resultados correctos pese a su error.
- Su simplicidad es mayor que las demás ecuaciones de estado.

1.5.2. Error e incertidumbre

Al realizar una medición esta siempre va acompañada de un cierto grado de error (a lo que también se le puede llamar incertidumbre). La incertidumbre dependerá de muchos factores entre los que se encuentran por ejemplo; la experiencia de quien mide (apreciación del usuario), efectos de la temperatura, calibración del instrumento utilizado, el instrumento empleado, etcétera. El valor de medición será más exacto conforme el valor de la incertidumbre sea menor.

Cuando se mide indirectamente una cantidad a través de la medición de otras, es necesario determinar como las incertezas en las mediciones realizadas se propagan al cálculo de la cantidad buscada. La propagación de la incertidumbre asociada a un valor de medición se realiza analíticamente de las siguientes maneras.

1.5.2.1. Suma y Diferencia

Al sumar (o restar) dos magnitudes cualesquiera A y B cada una con su incertidumbre asociada ΔA y ΔB. Si la cantidad X es:

$$X = A \pm B$$

La incertidumbre asociada a la magnitud X será:

$$\Delta X = \Delta A + \Delta B$$

1.5.2.2. Producto y Cociente

Al multiplicar o dividir una cantidad se procede así:

$$X = A.B$$

$$X = \frac{A}{B}$$

La incertidumbre de la magnitud calculada sera:

$$\Delta X = |X| \left(\frac{\Delta A}{A} + \frac{\Delta B}{B}\right)$$

1.5.2.3. Potencia

Si se toma un valor B con su respectiva incertidumbre y se opera:

$$X = B^K$$

Su incertidumbre asociada será igual a :

$$\Delta X = |K|\,|X|\,(\tfrac{\Delta A}{A})$$

1.6. Materiales

Los materiales o instrumentos que se utilizarán para llevar a cabo las mediciones son (como ya fueron mencionados) el:

- Barómetro; instrumento que permite medir la presión atmosférica absoluta. En esta experiencia se utiliza un barómetro de mercurio; consiste en una columna de mercurio la cual se encuentra en un tubo de vidrio cerrado en la parte superior del mismo, la parte inferior está sumergida en una cuba abierta a la presión atmosférica, la cual también contiene mercurio. Así, se logra un vació ideal, no absoluto, en la parte superior del tubo. La unidad en la que el instrumento mide la presión es el mmHg, y su apreciación es de 0,05 $mmHg$.

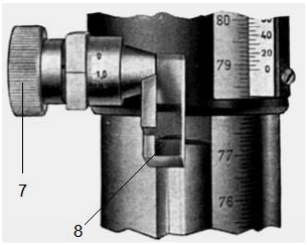


Figura 1.1: Escala de presiones del barómetro, tomada del manual del fabricante. Usada para determinar la apreciación del instrumento.

- Termómetro; utilizado para medir la temperatura atmosférica al momento del ensayo. En este caso se utiliza un termómetro de mercurio. Similar al barómetro, este termómetro se compone de un tubo de vidrio con una columna de mercurio cuyo volumen varía según los cambios de temperatura. Esta incorporado en el barómetro y su apreciación es de 1 °C.

1.7. Métodos

La metodología empleada para llevar a cabo la experiencia fue (de acuerdo al *Guía de trabajos prácticos* de la asignatura Aeronáutica General y siguiendo la Figura 3:

1. Leer la temperatura ambiente en el termómetro.
2. Enrasar el menisco con el cero de la escala mediante el tornillo (7).
3. Realizar el ajuste final enrasando el menisco superior mediante el tornillo (4)(En.

Figura 1.2: Barómetro de mercurio y sus componentes.

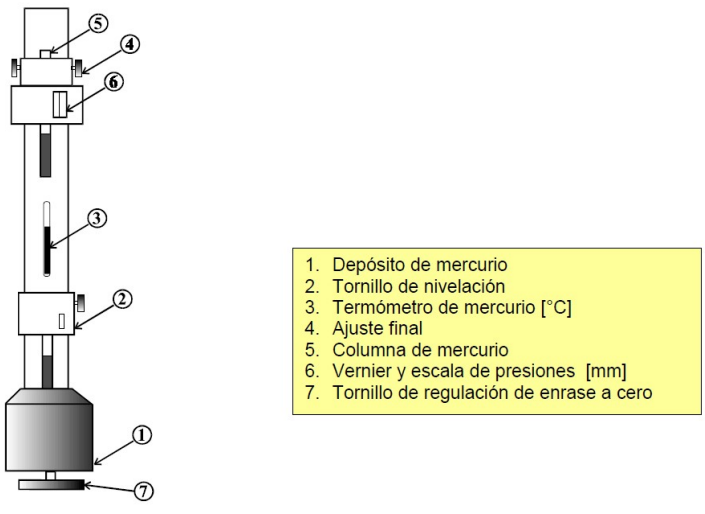


Figura 1.3: Esquema simplificado del barómetro

4. Leer la presión en la escala, utilizar el vernier si es necesario.

5. Con los datos obtenidos, colocarlos en la ecuación de estado y despejar la densidad del aire. Tener cuidado de utilizar las dimensiones correctas para el cálculo. Realizar el cálculo de incertidumbre.

1.8. Resultados

De la parte teórica mas precisamente del inciso 3.2.2. (Error e Incertidumbre ante un producto o un cociente) se empleará para la determinación de la incertidumbre por tratarse de un cociente. Antes de llevar a cabo los cálculos, en relación a las unidades es preferible usar el SIMELA así obtendremos valores en unidades que estamos mas acostumbrados a utilizar; se realizarán las siguientes conversiones:

- $T[K] = T\ [°C] + 273,16K$
- $1mmHg = 133,32Pa$

Los valores obtenidos de las mediciones fueron los siguientes:

- $T = 22\ °C \pm 0{,}5\ °C = 295{,}16\ K \pm 0{,}5K$
- $P = 731{,}95\ mmHg \pm 0{,}05\ mmHg = 97583{,}57\ Pa \pm 6{,}67\ Pa$

Ahora aplicando las fórmulas se obtendrán los valores de la densidad y su incertidumbre asociada:

$$\rho = \frac{P}{R_a T} = \frac{97583{,}57Pa}{287{,}00\frac{J}{kg.K}295{,}16K} = 1{,}151959\frac{Kg}{m^3} = 1{,}1520\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho = \rho(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1520\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{97583{,}57Pa} + \frac{0{,}5K}{295{,}16K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) = 0{,}002070\frac{Kg}{m^3} = 0{,}0021\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del aire queda expresada como:

► $\rho = (1{,}1520 \pm 0{,}0021)\ [kg/m^3]$

1.9. Conclusiones

En esta experiencia se aprendió a calcular adecuadamente la densidad del aire con su correspondiente error asociado ademas de una instrucción en el fundamento teórico y uso de los instrumentos de medición como son el barómetro y termómetro. Esta experiencia también fue muy útil para repasar la teoría de mediciones y de errores con su correspondiente parte práctica vista en las asignaturas anteriores.

1.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Bárcena C., Alaniz H. (2017). *Guía de Trabajos Prácticos de Física I. TPN°1: Conceptos sobre mediciones.*; Córdoba, Argentina.
- Departamento de Aeronáutica (2007). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.
- FISICALAB. *Errores de Medida.* https://www.fisicalab.com/apartado/errores-de-medida.

Capítulo 2

Relevamiento de sondas

2.1. Resumen

El análisis experimental constituye uno de los aspectos más importantes de la aerodinámica en general y es una herramienta de vital importancia en el modelado, para el entendimiento y la predicción de los efectos que presentará un cuerpo que se encuentra inmerso en una corriente de aire. En el presente informe técnico de laboratorio se tratará el relevamiento de las distintas sondas empleadas para las mediciones de las presiones; la medición de presiones es un aspecto sumamente importante dentro de la aerodinámica experimental; en aeronáutica su conocimiento permite por ejemplo la determinación de ciertos parámetros de vuelo como ser los valores de altitud y velocidad que una aeronave experimenta durante su vuelo; dichos parámetros pueden ser precisados por medio de los instrumentos de vuelo los cuales reciben las mediciones realizadas por las sondas a bordo de la aeronave como ser sonda de Pitot y sonda de Pitot estática.

Palabras clave: sondas, medición, presiones.

Experimental analysis constitutes one of the most important aspects of aerodynamics in general and is a vital tool in modeling, for understanding and predicting the effects that a body that is immersed in an air current will present. This technical laboratory report will cover the survey of the different probes used for pressure measurements; pressure measurement is an extremely important aspect of experimental aerodynamics; in aeronautics its knowledge allows, for example, the determination of certain flight parameters such as the altitude and speed values that an aircraft experiences during its flight; These parameters can be specified by means of the flight instruments which receive the measurements made by the probes on board the aircraft, such as the Pitot probe and the static Pitot probe.

Keywords: probes, measurement, pressures.

2.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

P_e Presión estática [Pa]
q Presión dinámica [Pa]
P_0 Presión total [Pa]

2.3. Introducción

La primer sonda empleada para la medición de presiones fue creada en 1732 por el ingeniero francés Henri Pitot, esta sonda se la conoce como el *Tubo de Pitot*, se utiliza para calcular la presión total, también denominada presión de estancamiento, esta es la suma de la presión estática y de la presión dinámica. Las presiones estática y dinámica serán detalladas mas adelante en el marco teórico del trabajo.

2.4. Objetivo

El siguiente trabajo tiene como objetivo el poder reconocer e identificar las sondas con las que cuenta el laboratorio y sus principales características.

2.5. Fundamentación teórica

2.5.1. Tipos de presiones

La presión es una magnitud física que mide la proyección de la fuerza en dirección perpendicular por unidad de superficie, expresada de forma matemática sera:

$$\lim_{\Delta F \to 0} \frac{\Delta F}{\Delta A}$$

2.5.1.1. Presión estática P_e

La presión estática es la que siente una superficie infinitesimal tangente a la dirección del flujo (es decir, tangente a la línea de corriente), cuando la velocidad relativa entre ambos es nula. Es debida a la transferencia de cantidad de movimiento a nivel molecular que ejerce el fluido sobre la superficie considerada.

2.5.1.2. Presión dinámica q

La presión dinámica puede definirse como la porción de la energía del flujo asociada a la velocidad (corresponde al término de la energía cinética en la ecuación de Bernoulli). Esta cantidad suele indicarse con la letra q ó como P_d.

$$q = \tfrac{1}{2}\rho V^2$$

2.5.1.3. Presión total P_0

La presión total cuantifica la energía total disponible en el flujo. En el caso de la ecuación de Bernoulli, la presión total es la suma de la presión estática P_e y la presión dinámica q.

$$P_0 = P_e + q$$

Debido a que la presión total resulta igual a la presión estática para velocidad nula, ella también se conoce como *presión de impacto* o *presión de estancamiento*.

2.5.2. Partes de una sonda

Una sonda es un dispositivo que posibilita medir el valor local de la presión en un determinado punto y la transmite a otro elemento de medición que nos permite realizar una lectura (manómetro). En general en una sonda de presión podemos identificar las siguientes partes constitutivas:

- Nariz; extremo enfrentado directamente a la corriente del aire. De acuerdo al diseño adoptado de la sonda la nariz puede ser recta (es perpendicular al cuerpo de la misma), oblicua (cortada en forma oblicua al cuerpo), punta esférica (en forma de semiesfera) y punta elíptica (forma semielíptica con el eje mayor coincidente con el eje longitudinal), cónica y otras.
- Cuerpo; da soporte a la nariz y orificios de las diversas tomas, también aloja en su interior otros elementos como resistencias calefactoras, orificios de drenaje, etc.
- Bastón; es la parte de la misma que sirve para fijarla a la estructura de soporte necesarios y para dar lugar a los conductos que transmiten las presione sensadas . Común que el cuerpo y el bastón sean una sola pieza, la sección de estos pueden ser circulares, elípticas o alguna otra sea conveniente.
- Racor de conexión; extremo por donde se conectan las líneas de transmisión hacia los instrumentos correspondientes.

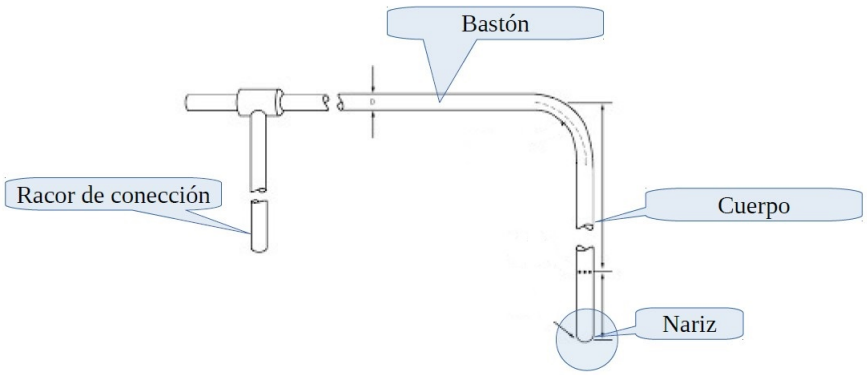


Figura 2.1: Esquema de una sonda

2.5.3. Clasificación de las sondas

Las sondas se las puede clasificar teniendo en cuenta distintos criterios, en nuestro campo de estudio es conveniente clasificarlas de acuerdo al *tipo de presión* que miden:

- De presión total o Pitot; conformada por un único caño de longitud conveniente cuyos extremos se encuentran abiertos.
- De presión estática; está formada por un caño en el cual la nariz se encuentra cerrada para impedir de esta forma el ingreso de aire y las tomas estáticas están dispuestas sobre la pared lateral del tubo. Las tomas estáticas pueden estar distribuidas de diferentes formas; como ser, en una perforación única, varias perforaciones a lo largo de una o varias generatrices del cuerpo, agujeros dispuestos de forma simétrica sobre una sección perpendicular a las generatrices, una o mas ranuras perpendiculares al cuerpo de la sonda.

- De presión dinámica; q no se mide de forma directa, esta sonda obtiene una diferencia de presiones. En este caso:

$$q = P_0 - P_e$$

  Será necesario combinar los dos tipos anteriores en uno.

- De usos especiales; aquí se encuentran contempladas las sondas de tipo Omnidireccionales (puede medir P_e con buena exactitud aun con grandes desalineaciones) y direccionales (permiten determinar la dirección de la corriente de aire.

2.6. Materiales

Para la realización de este informe técnico de laboratorio se han seleccionado cuatro sondas de los grupos fijados para análisis y estudio. Las sondas seleccionadas son la N° 1, N° 4, N° 7 y N° 9.

2.6.1. Sonda N° 1: Tubo de Pitot

La sonda N°1 corresponde a la clasificada como sonda de presión total o tubo de Pitot; considerando flujos en régimen subsónico puede obtenerse la presión total con un simple tubo enfrentado a la corriente, la nariz de la sonda se enfrenta al flujo de aire y es por donde ingresa la corriente. En el otro extremo libre se conecta un manómetro para poder llevar a cabo la medición de la presión.

Figura 2.2: Tubo de Pitot

2.6.2. Sonda N° 4: Sonda de Pitot estática

La sonda N°4 corresponde a la categoría de presión dinámica. Frente a un flujo externo y en situaciones donde se necesita conocer tanto la presión total como la presión estática, tal como sucede en la estimación de la velocidad de un flujo de aire, estas presiones suelen medirse a través de las tomas dispuestas en un mismo elemento el cual se conoce como sonda de Pitot estática. En dicho elemento las tomas estáticas y la toma de presión total suele conectarse a los dos extremos de un manómetro diferencial de modo que esta sonda permite medir directamente la presión dinámica q del flujo en régimen subsónico de baja velocidad. Si tiene las tomas de presión estática a una

cierta distancia entre la nariz y el bastón de forma tal que los errores producidos por cada una de esas partes sean de igual módulo y signo contrario para que se anulen, este tipo de sonda de presión estática especial se la denomina sonda de Prandtl.

Figura 2.3: Sonda de Pitot estática

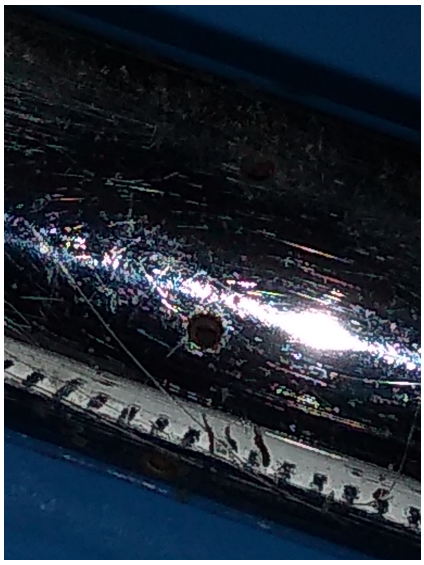


Figura 2.4: Toma estática de la sonda

2.6.3. Sonda N° 7: Sonda Omnidireccional

La sonda N°7 es clasificada como de uso especial y se encuentra dentro de la categoría de omnidireccional.

Figura 2.5: Sonda omnidireccional

Este tipo de sonda requiere una buena alineación con la corriente de aire. Es posible como ya se ha mencionado obtener mediciones de P_e aún con grandes desalineaciones; está constituida por un tubo cuyo extremo que forma la nariz está en el centro de una esfera de diámetro conveniente y construida con un material poroso o una malla perforada (por ejemplo una tela tipo mosquitera) la cual permite que la P_e no se vea alterada.

2.6.4. Sonda N° 9: Sonda Direccional

La sonda N° 9 es clasificada como de uso especial y se encuentra dentro de la categoría de direccional. Permiten determinar la dirección de la corriente de aire, construidas con dos o mas tomas de presión dispuestas de forma simétrica con respecto a uno o mas planos de simetría.

La idea es que las tomas midan la presión en un único punto (si las tomas convergen a un punto) o en distintos puntos en que se sabe que la presión es la misma, las tomas no son ni totales ni estáticas, pero cuando están conectadas a un manómetro la diferencia de presiones es nula nos aseguramos que el vector velocidad esta contenido en el mismo plano de simetría. Si se dispone únicamente de dos tomas es necesario realizar dos planos en los que esté contenido el vector velocidad y la dirección de la misma se obtiene por la intersección de ambos planos, si se disponen de mas tomas la determinación de la dirección de la velocidad es directa cuando la diferencia de presiones entre todas ellas sea nula.

2.7. Métodos

Los pasos que se deben seguir para la realización de esta experiencia son:

Figura 2.6: Sonda direccional

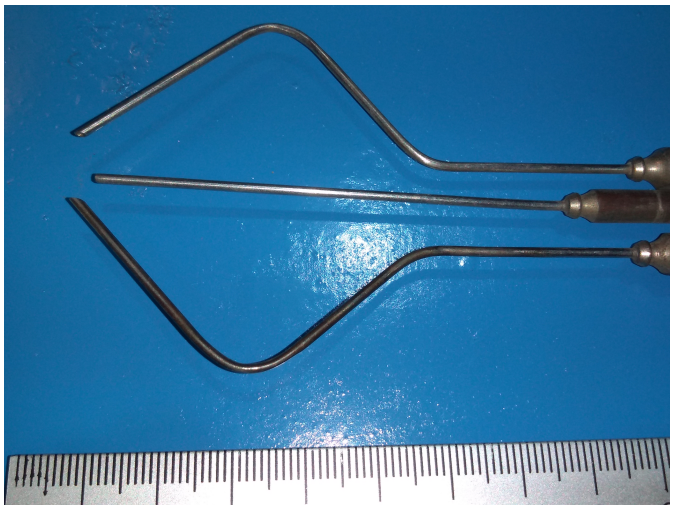


Figura 2.7: Tomas de presión

1. Seleccionar una sonda y ejecutar una apreciación general de la misma.
2. Realizar un croquis del dispositivo.
3. Relevar las dimensiones principales y volcarlas sobre el croquis.
4. Repetir los pasos 1 a 4 para el resto de las sondas.
5. Pasar en limpio, según Normas IRAM.

2.8. Conclusiones

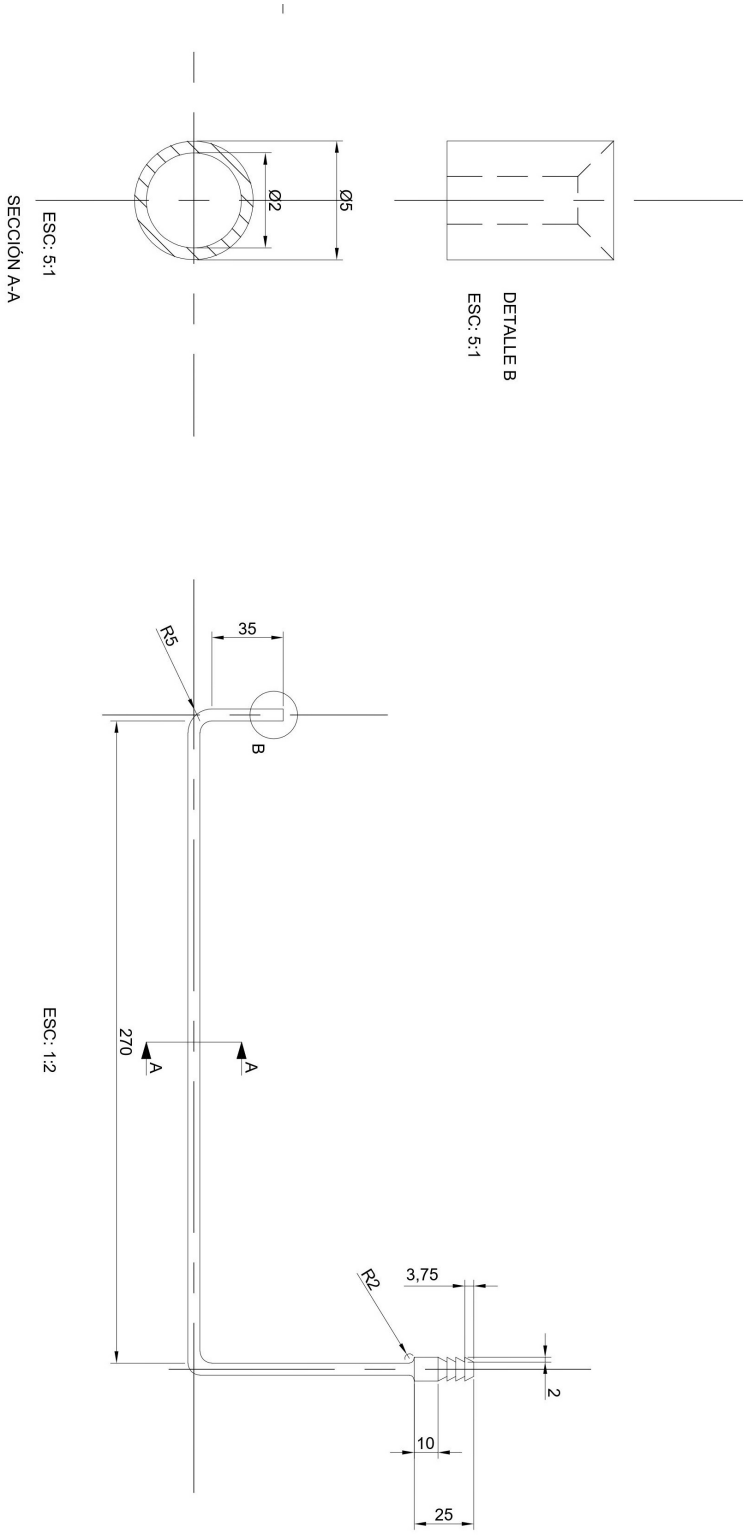
En esta experiencia de laboratorio se aprendió a identificar las distintas sondas y a clasificarlas de acuerdo a la presión que miden. Las sondas son muy importantes en nuestro campo de estudio, gracias a ellas muchos parámetros de vuelo pueden ser determinados con muy buena exactitud. Estos dispositivos son sumamente sensibles así que se debe proceder con suma cautela a la hora de realizar ensayos ya que los resultados fácilmente pueden ser distorsionados. Como dato complementario, muchos accidentes en la industria aeronáutica se produjeron por distorsiones en los parámetros de vuelo a causa de obstrucción (congelamiento, taponamiento con insectos, etc.) en la sonda de Pitot por ejemplo. Nuestro país tuvo que lamentar la pérdida del *vuelo 2553 de Austral* que se dirigía de Posadas a la ciudad de Buenos Aires, el 10 de octubre de 1997 en el que murieron 74 personas, sin sobrevivientes; cuya causa fue la de indicaciones erróneas sobre velocidad, provocadas por la obstrucción de los tubos Pitot debido a un congelamiento, llevó posteriormente a la extensión de los *slats* realizada por el copiloto en busca de volver a obtener la sustentación que creía que estaba perdiendo, a una altitud y a una velocidad incompatible con la integridad de la aeronave. La aeronave carecía de la alarma obligatoria para alertar a la tripulación sobre dicho congelamiento. Esto deja en evidencia la suma importancia y dependencia de la tripulación a este tipo dispositivos, deben ser mantenidos siempre en condiciones óptimas para que el vuelo se realice en condiciones seguras.

Figura 2.8: Douglas DC-9 accidentado en octubre de 1997.

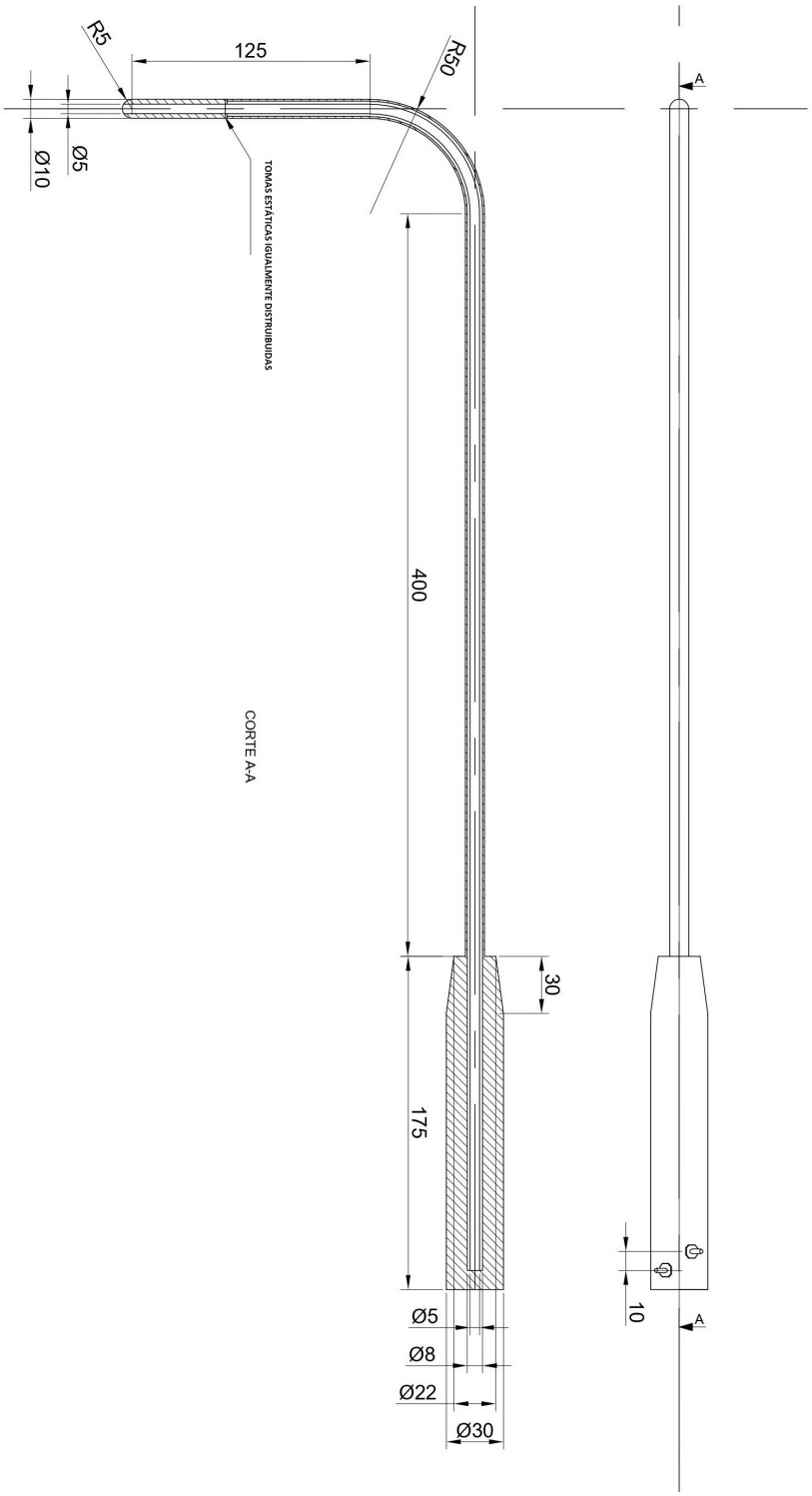
2.9. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Wikipedia. *Henri Pitot.* https://es.wikipedia.org/wiki/Henri_Pitot.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.
- TPN° 2: Relevamiento de sondas (2020). *Relevamiento de sondas.* Córdoba, Argentina.
- Wikipedia. *Vuelo 2553 de Austral Líneas Aéreas.* https://es.wikipedia.org/wiki/Vuelo_2553_de_Austral_L%C3%ADneas_A%C3%A9reas.

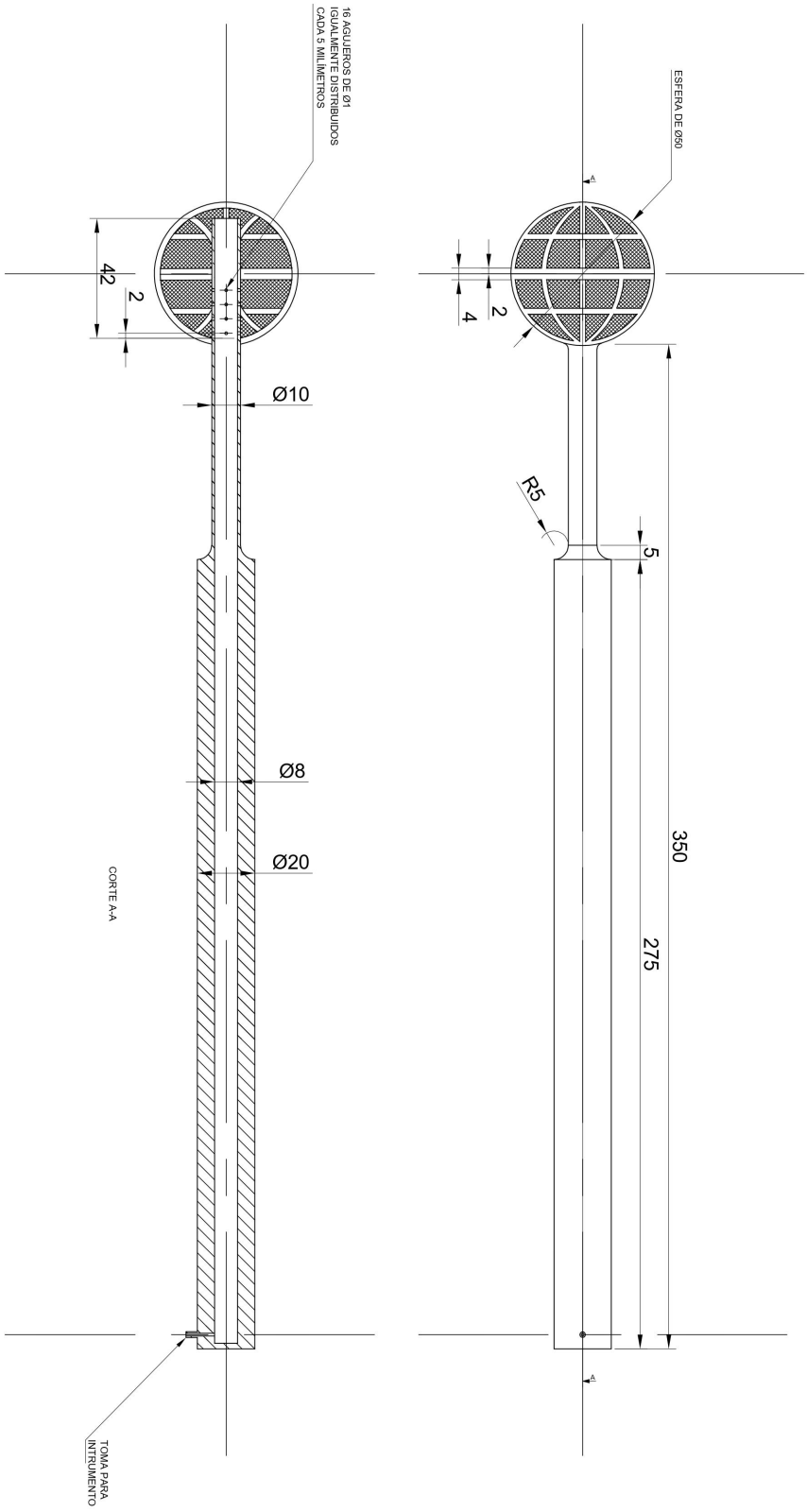
2.10. Anexo: Croquis de sonda N° 1



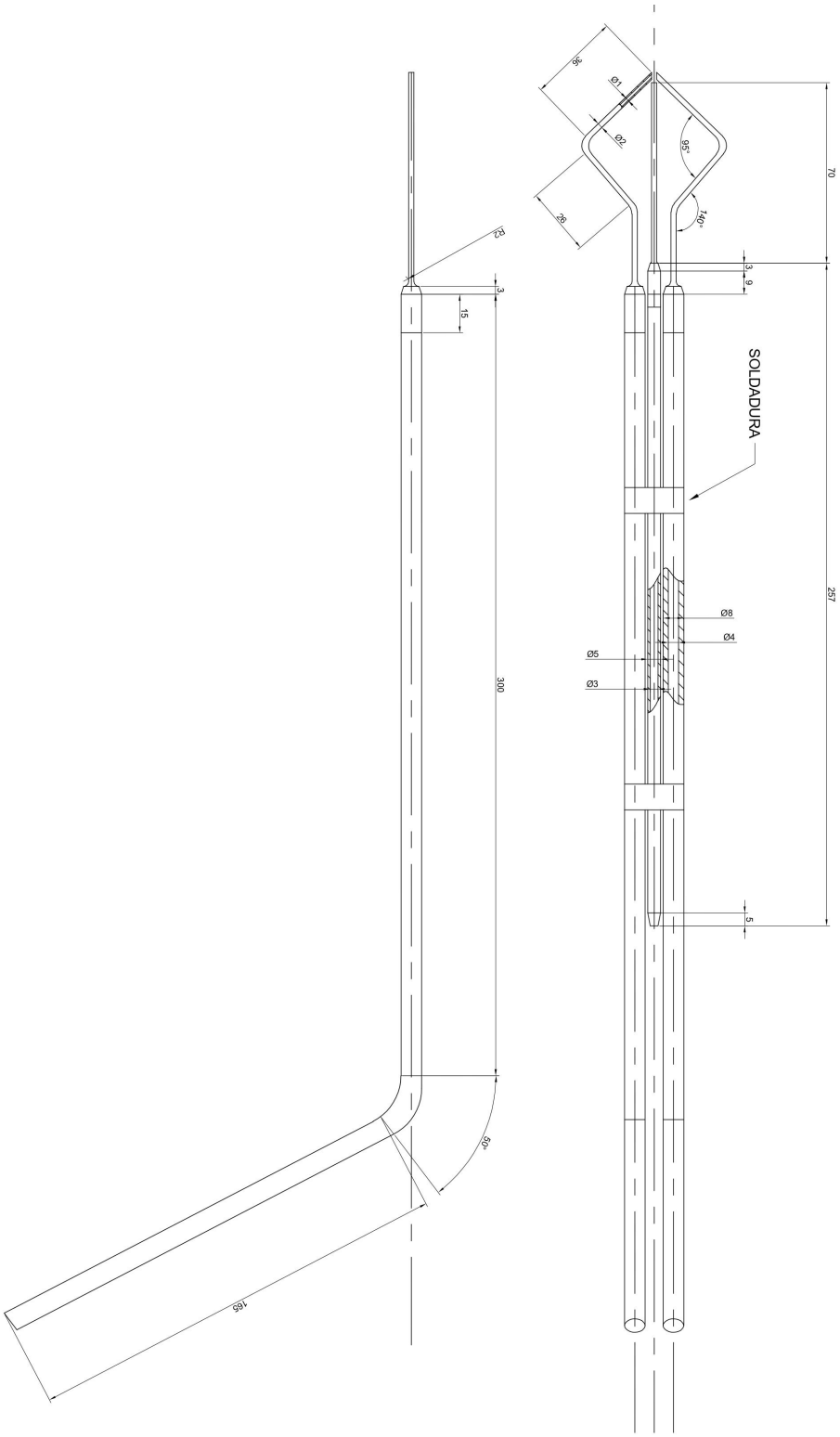
2.11. Anexo: Croquis de sonda N° 4



2.12. Anexo: Croquis de sonda N° 7



2.13. Anexo: Croquis de sonda N° 9



Capítulo 3

Relevamiento de túneles de viento

3.1. Resumen

Una parte importante del análisis experimental de la aeronáutica se encuentra contenido en los túneles de viento o túneles aerodinámicos, son herramienta de investigación muy importantes desarrollados para ayudar en el estudio de los efectos del movimiento del aire alrededor de objetos sólidos. El estudio experimental de los efectos del viento relativo sobre cuerpos sólidos puede estudiarse de dos formas distintas; impartiendo al cuerpo una velocidad relativa con respecto al aire en reposo o generando una corriente de aire sobre el cuerpo en reposo. Esta segunda alternativa es la que emplean los túneles de viento para funcionar. En el presente informe técnico de laboratorio se estudiarán los fundamentos que existen en su funcionamiento, los distintos tipos de túneles de viento (su clasificación) y las partes que constituyen estas herramientas de ensayo con el fin de poder diferenciarlos adecuadamente de acuerdo a sus características.

Palabras clave: túneles de viento, efectos, aire, velocidad.

An important part of the experimental analysis of aeronautics is contained in wind tunnels or aerodynamic tunnels, they are very important research tools developed to help in the study of the effects of air movement around solid objects. The experimental study of the effects of relative wind on solid bodies can be studied in two different ways; imparting to the body a relative velocity with respect to the air at rest or generating an air current on the body at rest. This second alternative is the one used by wind tunnels to function. In this technical laboratory report, the foundations that exist in their operation, the different types of wind tunnels (their classification) and the parts that constitute these test tools will be studied in order to be able to adequately differentiate them according to their characteristics.

Keywords: wind tunnels, effects, air, speed.

3.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

Re Número de Reynolds [*Adminensional*]
M Número de Mach [*Adminensional*]

3.3. Introducción

En la historia, el ingeniero militar inglés Benjamín Robins (1707-1751), fue el primero en presentar un dispositivo considerado como el antecesor de los túneles de viento modernos para realizar experimentos de resistencia dentro de la teoría de la aviación.

Los túneles de viento tienen una gran importancia en la ingeniería, son muy utilizados por ejemplo en la industria aeronáutica y en la industria automotriz (también tienen aplicaciones en el estudio del comportamiento de edificios y puentes, lo que abarcaría el desarrollo de infraestructura); ya que por medio de ellos se posibilita un adecuado estudio de los efectos del flujo de aire en contacto con estos cuerpos (aeronaves, automóviles, etc.).

Gracias a estas herramientas es posible llevar a cabo simulaciones y ensayos de condiciones a las que el cuerpo estará sometido posteriormente en servicio, cuando se realiza dicho ensayo el modelo permanece quieto y es el flujo de aire el que se desplaza alrededor de el. Por razones prácticas y económicas los objetos a ensayar son modelos a escala; esto hace necesario que se cumplan con diversos criterios de similitud, siendo de los más importantes el número de Reynolds Re y el número de Mach M; haciendo que en la práctica existan una amplia variedad en cuanto al diseño de los túneles de viento y fluidos de trabajo. La experimentación en túneles de viento resulta a menudo el método más rápido, económico y preciso para la realización de estudios aerodinámicos; proporcionan grandes cantidades de información fiable que sirve de base para diferentes decisiones de diseño.

Figura 3.1: Automóvil siendo ensayado en un túnel de viento.

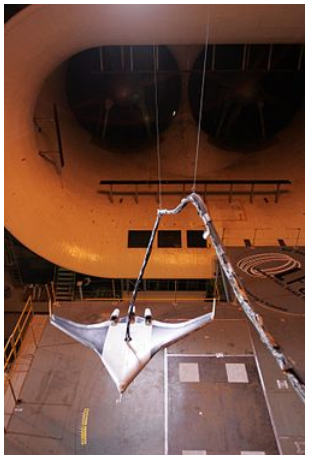


Figura 3.2: Modelo a escala de una aeronave siendo ensayada.

3.4. Objetivo

El siguiente trabajo tiene como objetivo el poder reconocer e identificar los distintos tipos de túneles de viento y sus distintos componentes.

3.5. Fundamentación teórica

Un túnel de viento se lo define como un dispositivo que permite obtener una corriente de aire *estacionaria*, *rectilínea* y *uniforme* que circula a una velocidad determinada en uno de sus componentes. La ventaja que brinda esta herramienta es el poder realizar el ensayo limitando las variables, simplificando así su análisis. En la actualidad, gracias a los medios electrónicos las simulaciones con programas por computadora brindan muy buenos resultados, los cuales se comparan con los obtenidos en los ensayos de forma práctica , con esta información permiten confeccionar posteriormente lo que se conoce como un modelo preliminar ó prototipo.

3.5.1. Funcionamiento

El análisis de su funcionamiento comienza en la parte llamada grupo propulsor, el cual produce la corriente de aire empleada para el ensayo; esta corriente generada posee un alto nivel de desorden (un flujo turbulento). Será necesario calmar u ordenar el flujo, para hacerlo se lo hace pasar por la cámara de tranquilización. Después de la cámara de tranquilización, y con un flujo mucho más uniforme, la corriente de aire sigue su camino a través de un convergente, un cuerpo geométrico cuya sección transversal va disminuyendo en su dirección longitudinal en el sentido recorrido por la corriente de aire. En esta instancia, el aire se acelera, al tener que mantenerse constante el flujo. Finalmente, pasa a la cámara de ensayo, lugar en donde se coloca el modelo para su evaluación.

3.5.2. Partes

Existen ciertos componentes que son comunes en la gran mayoría de diseños de túneles de viento. Se detallarán a continuación dichos componentes.

3.5.2.1. Labio de entrada

Extremo del túnel por donde entra aire, se debe evitar tener ángulos vivos ya que se generan vórtices a la entrada que son difíciles de atenuar. Por ese motivo se utilizan superficies curvas que guían de mejor manera el aire y producen una entrada suave y con poca turbulencia.

Figura 3.3: Labios de entrada del gran tunel de viento de la NASA.

3.5.2.2. Grupo propulsor

Se encuentra compuesto por un motor, sistema de control y elemento propulsor en sí mismo, dependiendo del diseño y características del túnel de viento pueden ser: compresores axiales ó centrífugos ventiladores axiales ó centrífugos cámara de vacío y/o reserva de aire comprimido.

Figura 3.4: Planta propulsora de un tunel de viento

3.5.2.3. Cámara de tranquilización

Se encuentra constituida por un conducto de gran sección transversal tiene una baja velocidad del aire y es en este recinto donde se colocan elementos que se encargan de hacer que el flujo se torne mas uniforme. Entre estos elementos se encuentran:

- Estructura tipo panal: se encuentra formadas por conductos de gran sección circular, cuadrada o hexagonal de longitud varias veces mayor a su diámetro (valores que dependen del grado de uniformidad de la corriente, dimensiones del túnel y de la velocidad del aire), cuando ingresa el aire con una dirección cualquiera las componentes de la velocidad perpendiculares a los conductos se ven disminuídas por sucesivos choques contra sus paredes obteniéndose a la salida una mayor preponderancia de la componente longitudinal de la velocidad. Se logra darle a la velocidad del aire una dirección y sentido uniforme.

- Malla tipo mosquitera: tejido formado por alambres de diámetro pequeño y separados adecuadamente. El aire al pasar por la malla experimenta una pérdida de energía que es proporcional al cuadrado de la velocidad en los elementos fluídos que tengan una velocidad elevada se producirá una pérdida de carga mayor que en los otros y por lo tanto una disminución de velocidad mayor, lográndose uniformizar de este modo el módulo del vector velocidad.

- Otros: se ubican elementos de poca pérdida de de energía, aquí se encuentran contemplados intercambiadores de calor, intercambiadores de capa límite y todo elemento que ayude a mantener la temperatura del aire.

Figura 3.5: Elemento tipo panal

3.5.2.4. Convergente

Elemento que produce una disminución de la sección transversal en una forma gradual y produce como es lógico un aumento paulatino de la velocidad. El diseño del convergente es muy importante ya que es importante que el aire no se vuelva a desordenar (volver a un flujo turbulento), se debe mantener la uniformidad de la corriente.

3.5.2.5. Cámara de ensayos

La cámara de ensayos es el espacio donde se llevaran a cabo, como bien dice su nombre; los ensayos a los modelos. Se procura tener la velocidad del aire uniforme y parámetros característicos (presión, densidad, temperatura, viscosidad, etc) conocidos.

Figura 3.6: Modelo de un MD-11 en una cámara de ensayos.

3.5.2.6. Difusor

El difusor posee un aumento paulatino de su sección transversal, su finalidad es la reducción de la velocidad de la corriente de aire acompañada por una recuperación de la presión, tiene como finalidad disminuir la pérdida de carga cuando descarga a la atmósfera ó acondicionarlo para la etapa siguiente del túnel de viento.

3.5.2.7. Codos y curvas

Son elementos que producen un cambio en la dirección de la corriente fluida en su interior se suelen colocar álabes directrices que facilitan el cambio de dirección y evitan un aumento importante de las pérdidas de carga.

3.5.2.8. Otros

Bajo este concepto se pueden agrupar elementos como balanzas (para medir fuerzas y momentos), soportes para los modelos, elementos de visualización de flujo, etc.

3.5.3. Clasificaciones

Existen diversos tipos de túneles de viento, pueden ser clasificados de acuerdo a diferentes criterios y cuyas características están asociadas directamente a las particularidades de las aplicaciones para las que fueron construidos.

La primera forma de clasificar a un túnel de viento que se verá es según el circuito que recorre el aire:

- Circuito cerrado; al tener el aire una cierta velocidad luego de pasar por la cámara de ensayo, se aprovecha la recirculación del mismo. Esto incrementa el tama˜no de la instalación. Son mas difíciles de construir y requieren mayor inversión.
- Circuito abierto; el movimiento del aire a través de los mismos se produce principalmente en una sola dirección y no existe un conducto físico para la recirculación del flujo desde la salida hasta la entrada del túnel.

La segunda forma de clasificar será según la velocidad de flujo en la cámara de ensayo:

- Subsónico, a su vez se puede subdividir en baja velocidad (menor a 100 $\frac{m}{s}$) y alta velocidad (menor o igual a M 0,8).
- Tramsónico, entre M 0,8 y 1,4.
- Supersónico, entre M 1,4 y 4.
- Hipersónico , $M > 4$.

La tercera forma para clasificar a los túnels de viento es en base a su forma de su funcionamiento:

- Continua
- Intermitente

La cuarta forma es en cuanto a su uso especifico:

- De uso no aeronáutico.
- Densidad variable.
- Visualización de flujo.

- Bajo número de Reynolds.
- Baja turbulencia.
- Otros.

La quinta es según la ubicación del grupo propulsor:

- Impulsor: el aire es empujado hacia la cámara de ensayo. El sistema se ubica antes de la cámara de ensayos.
- Aspirante: el aire es aspirado. El sistema que aspira se encuentra después de la cámara de ensayo.

La sexta es según el tipo de la cámara de ensayos.

- Cámara abierta: es de fácil acceso, el flujo de aire retorna a la atmósfera. Las corrientes laterales pueden afectar los ensayos.
- Cámara cerrada: tras pasar el flujo por esta, el aire re ingresa al circuito para ser reutilizado. La cámara se encuentra delimitada con barreras que impiden las corrientes laterales.
- Cámara de ensayos tipo Eiffel: La cámara de ensayos de este tipo corresponde a una combinación de las dos anteriores.

3.6. Materiales

A continuación se detallará cada uno de los túneles de viento con los que cuenta.

3.6.1. Túnel T01

- Túnel de flujo subsónico.
- Cámara de ensayo abierta.
- Circuito abierto.
- Grupo propulsor impulsor.

3.6.2. Túnel T02

- Túnel de flujo subsónico.
- Cámara de ensayo cerrada.
- Circuito abierto.
- Grupo propulsor aspirante.

3.6.3. Túnel T03

- Túnel de flujo subsónico.
- Cámara de ensayo tipo Eiffel.
- Circuito abierto.
- Grupo propulsor de aspiración.

3.6.4. Túnel T04

- Túnel de flujo subsónico.
- Cámara de ensayo cerrada.
- Circuito abierto.
- Grupo propulsor impulsor.

3.6.5. Túnel T05

- Túnel de flujo subsónico.
- Cámara de ensayo cerrada.
- Circuito cerrado.

3.6.6. Túnel T06

- Túnel de flujo subsónico.
- Grupo propulsor aspirante.
- Cámara de ensayo cerrada.
- Circuito abierto.

3.6.7. Túnel T07

- Túnel de flujo supersónico.
- Cámara de ensayo cerrada.
- Circuito abierto y de funcionamiento intermitente.

3.7. Métodos

Los pasos para llevar a cabo la experiencia son:

1. Identificar los túneles de viento con los que cuenta el laboratorio.
2. Analizarlos y dar sus características
3. Realizar un esquema general de cada uno de ellos.

3.7.1. Esquemas

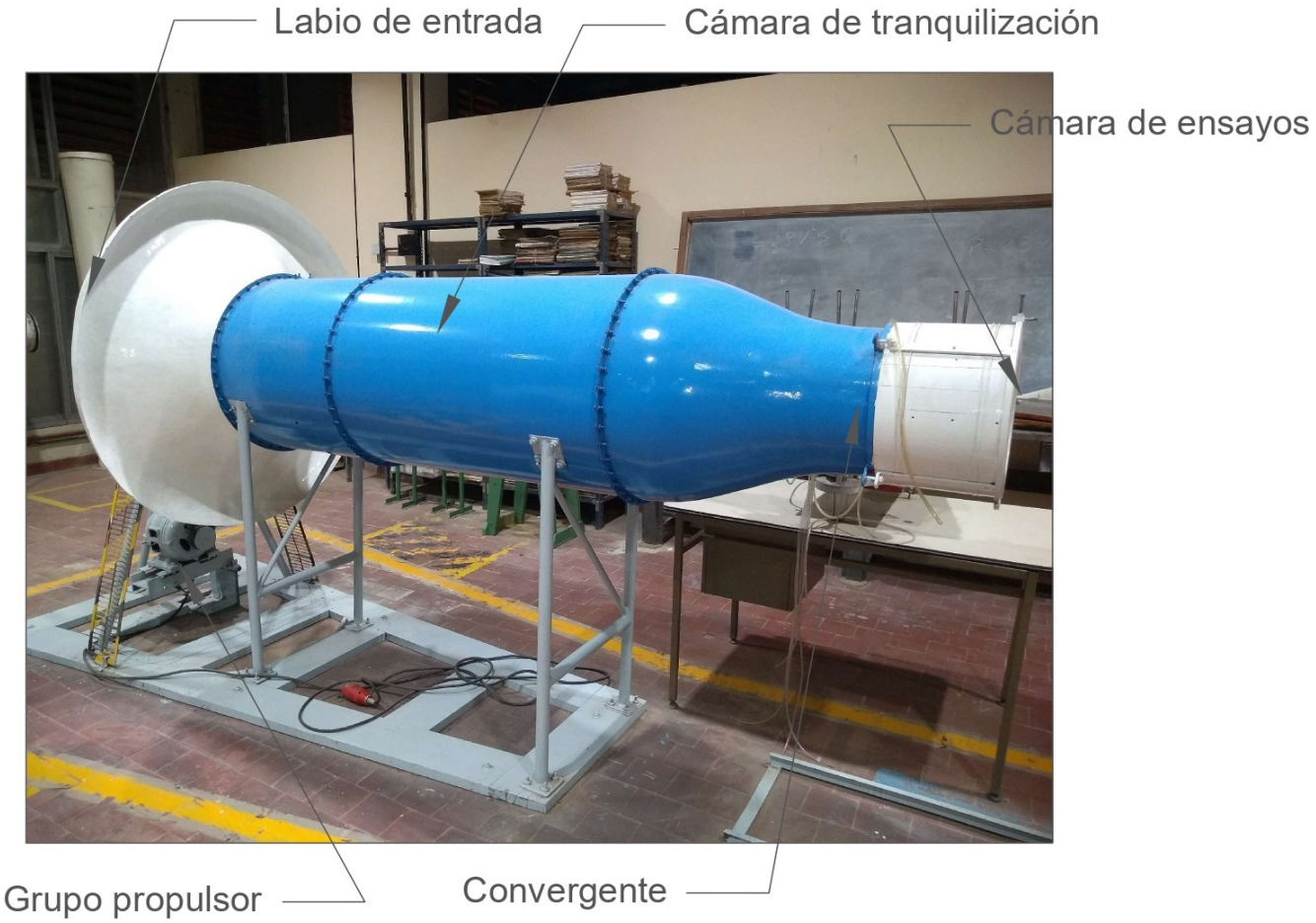


Figura 3.7: Esquema del túnel T01

Figura 3.8: Esquema del túnel T02

Figura 3.9: Esquema del túnel T03

Figura 3.10: Esquema del túnel T03

Figura 3.11: Esquema del túnel T04

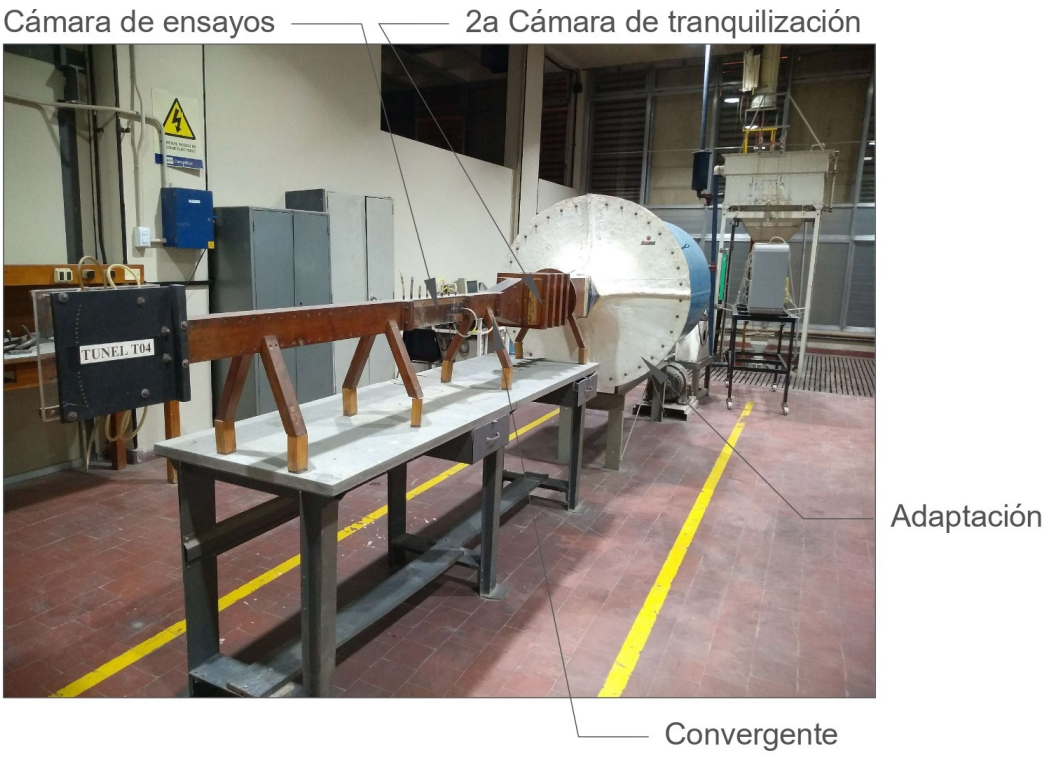


Figura 3.12: Esquema del túnel T04

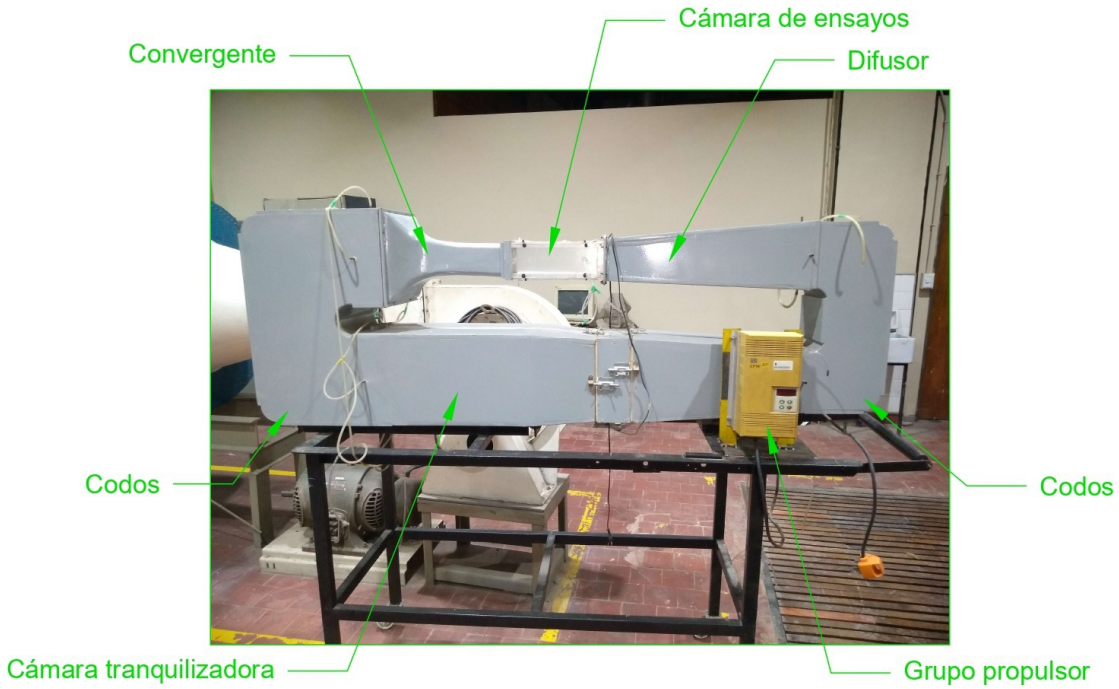


Figura 3.13: Esquema del túnel T05

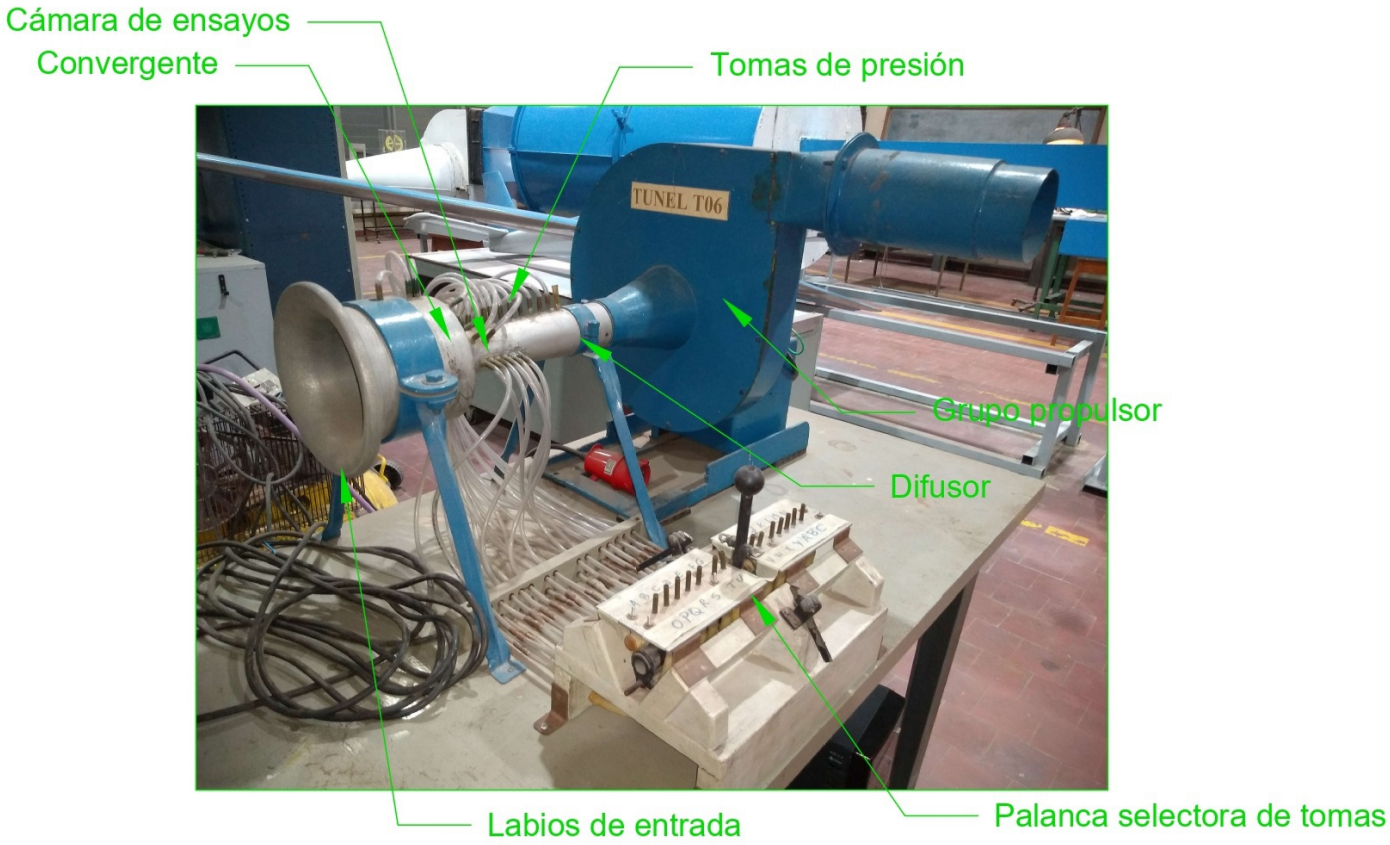


Figura 3.14: Esquema del túnel T06

Figura 3.15: Esquema del túnel T07

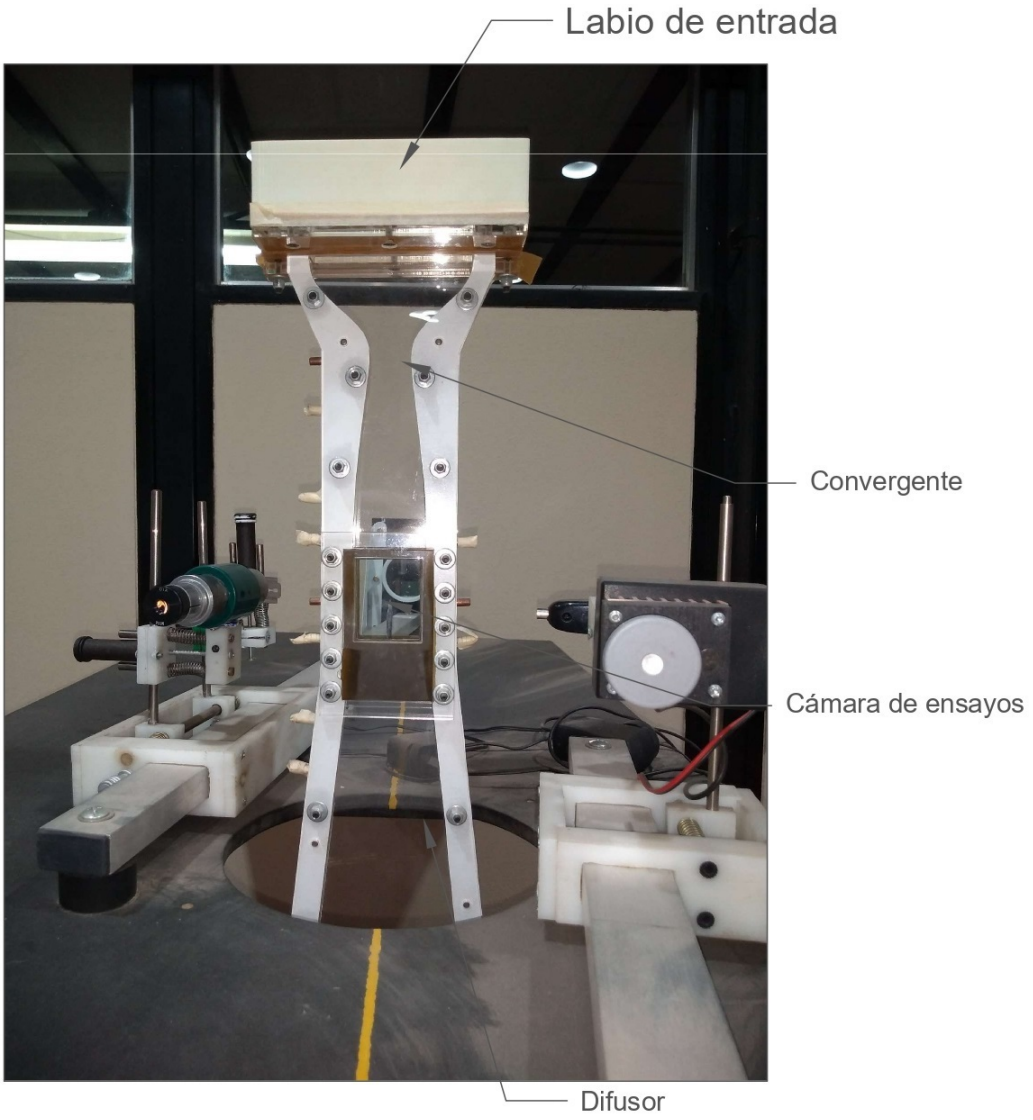


Figura 3.16: Esquema del túnel T07

3.8. Conclusiones

En esta experiencia de laboratorio se aprendieron los fundamentos teóricos sobre los túneles de viento, su principio de funcionamiento, las distintas partes que componen a la herramienta en general y su diversa y amplia forma de clasificaros. La importancia de los túneles aerodinámicos es muy grande en un gran número de campos de la ingeniería, vital en la industria automovilística y aeronáutica aunque como se vio también en áreas civiles (como por ejemplo el estudio y dimensionamiento de puentes). Gracias a dichas herramientas se puede estudiar adecuadamente modelos con proporciones reales (a escala) y es posible hacer un pre dimensionado para la posterior confección de un prototipo. Su fiabilidad es tal que pese a los avances e innovaciones en áreas como el *CFD* (Mecánica de fluidos computacional) no se los ha dejado de lado y actualmente siguen vigentes en el desarrollo de una amplia gama de vehículos y estructuras.

3.9. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Wikipedia. *Túnel de viento.* https://es.wikipedia.org/wiki/T%C3%BAnel_de_viento.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.
- TPN° 3: Relevamiento de Túneles de Viento (2020). *Relevamiento de Túneles de Viento.* Córdoba, Argentina.

Capítulo 4

Determinación de la velocidad de una corriente de aire

4.1. Resumen

En la experiencia de laboratorio desarrollada en este informe técnico se buscará determinar la velocidad de una corriente de aire, para llevar a cabo esta tarea se utilizarán algunos de los dispositivos estudiados anteriormente como son las sondas de presión, las cuales permiten medir la presión estática y la presión total, ademas de las sondas de presión se utilizará un instrumento llamado multimanómetro, en el laboratorio del Departamento de Aeronáutica, se cuenta particularmente con un multimanómetro de columna de líquido (en este caso alcohol). La velocidad fue determinada para un intervalo de frecuencias dado como dato y se evaluó el número de Reynolds para cada instancia de la experiencia. Por las condiciones que presenta el fluido, se puede llevar a cabo procedimientos de resolución vistos en la parte teórica relacionando la información con la ecuación de Bernoulli.

Palabras clave: velocidad, sondas, multimanómetro, número de Reynolds, ecuación de Bernoulli.

The laboratory experience developed in this technical report will seek to determine the speed of an air current. To carry out this task, some of the devices previously studied will be used, such as pressure probes, which allow the measurement of static pressure and the total pressure, in addition to the pressure probes an instrument called a multimanometer will be used, in the laboratory of the Department of Aeronautics, a liquid column multimanometer (in this case alcohol) is particularly available. The speed was determined for a given frequency interval as data and the Reynolds number was evaluated for each instance of the experience. Due to the conditions presented by the fluid, it is possible to carry out resolution procedures seen in the theoretical part, relating the information to the Bernoulli equation.

Keywords: speed, probes, multimanometer, Reynolds number, Bernoulli equation.

4.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

ρ_a	Densidad del aire $[\frac{Kg}{m^3}]$
ρ_{Al}	Densidad del alcohol $[\frac{Kg}{m^3}]$
e_0	Error a cero $[mm]$
f	Frecuencia $[Hz]$
P_r	Presión referencia $[Pa]$
P_0	Presión total $[Pa]$
Prc	Presión de referencia corregida $[Pa]$
Poc	Presión total corregida $[Pa]$
Re_m	Reynolds por metro $[\frac{1}{m}]$
V	Velocidad $[\frac{m}{s}]$
T	Temperatura $[K]$
ΔV	Incertidumbre de la velocidad $[\frac{m}{s}]$
ΔRe_m	Incertidumbre de Reynolds por metro $[\frac{1}{m}]$
$\Delta\rho_a$	Incertidumbre de la densidad del aire $[\frac{Kg}{m^3}]$
$\Delta\rho_{Al}$	Incertidumbre de la densidad del alcohol $[\frac{Kg}{m^3}]$
ΔT	Incertidumbre de la Temperatura $[K]$
ΔP_0	Incertidumbre de la Presión total $[Pa]$
α	Ángulo de inclinación del multimanómetro $[°]$

4.2.1. Constantes

g	Aceleración debida a la gravedad $[9,806\frac{m}{S^2}]$
R_a	Constante del aire $[287,00\frac{J}{Kg.K}]$
ΔR_a	incertidumbre de la constante del aire $[0,01\frac{J}{Kg.K}]$
ΔT	Incertidumbre de la temperatura [0,5K]
μ_a	Viscosidad de aire $[1,7894x10^{-5}Pa.S]$

4.2.2. Equivalencias

- $1\ mmHg = 133,32\ Pa$
- $T(K) = T(°\mathrm{C}) + 273,16K$

4.3. Introducción

En el siguiente informe de laboratorio se describirá un procedimiento para poder llevar a cabo la medición de la velocidad de una corriente de aire. Aplicando contenidos vistos en la teoría y en las anteriores experiencias de laboratorio de la asignatura.

4.4. Objetivo

El objetivo de la experiencia de laboratorio descrita en este informe técnico es la determinación experimental de la velocidad de una corriente de aire utilizando una sonda Pitot y un multimanómetro.

4.5. Fundamentación teórica

4.5.1. Ecuación General de la Hidrostática

En la mecánica de los fluidos, el principio fundamental de la hidrostática establece que la presión en un punto del interior de un fluido (presión hidrostática) será directamente proporcional a la densidad del fluido en cuestión, a la profundidad que se encuentre dicho punto y a la aceleración de la gravedad del sitio.

$$\blacktriangleright \quad P = \rho.g.h$$

Donde:

- P Presión en un punto del fluido.
- ρ Densidad del fluido, en este caso alcohol.
- h Profundidad.

4.5.2. Ecuación de Bernoulli

La ecuación de Bernoulli describe el comportamiento de un líquido moviéndose a lo largo de una línea de corriente. Fue dada a conocer por Daniel Bernoulli en su obra *Hidrodinámica* (1738) y expresa que en un fluido ideal (sin viscosidad ni rozamiento) en régimen de circulación por un conducto cerrado, la energía que posee el fluido permanece constante a lo largo de su recorrido. El principio solo es aplicable a los flujos isentrópicos. Dicha ecuación nos posibilitará el cálculo de la velocidad de la corriente. Usamos la ecuación de Bernoulli en nuestro cálculo ya que se considera el trabajo en un sistema isoentrópico, proporcionará resultados correctos y es una ecuación relativamente simple y finalmente se desprecian los efectos de la compresibilidad del aire ya que estamos trabajando en un régimen de bajo subsónico (Mach menor a 0,3).

Matemáticamente se puede expresar a la ecuación de Bernoulli como:

$$\blacktriangleright \quad \frac{1}{2}.\rho.V^2 + P_e = P_0$$

Donde:

- $\frac{1}{2}.\rho.V^2$ Presión dinámica.
- P_e Presión estática.
- p_0 Presión total.

La presión atmosférica P_a será igual a la presión estática P_e, por que al estarse midiendo la presión total con un manómetro se está tomando como referencia a la presión P_a. El ensayo se realiza en un túnel de viento de cámara de ensayo abierta.

$$P_e = P_a = 0$$

Volviendo con este dato a la ecuación anterior, se puede despejar la velocidad:

$$\blacktriangleright \quad V = \sqrt{\frac{2.P_0}{\rho}}$$

4.5.3. Densidad

Es necesaria la determinación de la densidad del aire para llevar a cabo el ensayo de laboratorio (Véase Informe Técnico Número 1.).

4.5.4. Cálculo y propagaciones de incertidumbres

A medida que se lleven a cabo las operaciones será necesario realizar adecuadamente el cálculo de la propagación de las incertidumbres. (Véase Informe Técnico Número 1.).

4.5.5. Número de Reynolds

En esta experiencia de laboratorio se trabaja con una corriente de aire, será necesario definir un parámetro muy importante que caracteriza a toda corriente de flujo; el número de Reynolds *Re*.

El número de Reynolds *Re* es un parámetro adimencional que vincula los valores referenciales de densidad, viscosidad y la velocidad de flujo con la escala de longitud ”l”del problema.

$$\blacktriangleright \quad Re = \frac{\rho.V.l}{\mu}$$

Este parámetro será función tanto de las propiedades del fluido como de las características del flujo. Fue definido por Osborne Reynolds, quien en 1883 pudo establecer las diferencias entre *flujo laminar* y *flujo turbulento*. En esta experiencia se utilizará el número de Reynolds por unidad de longitud Re_m.

$$\blacktriangleright \quad Re_m = \frac{\rho.V}{\mu}$$

4.6. Materiales

A continuación se detallará cada uno de los elementos utilizados para llevar a cabo esta experiencia de laboratorio.

4.6.1. Multimanómetro de columna de líquido

En algunos estudios experimentales se necesita conocer la distribución de presión sobre una superficie determinada. Se deben obtener valores de presión en distintos puntos, la tarea resulta muy laboriosa si se lleva a cabo con manómetros individuales entonces se llevan a cabo las lecturas con los llamados multimanómetros.

El instrumento es básicamente un manómetro de columna de líquido con varios tubos manométricos que se conectan a las diferentes tomas de presión para obtener utilizando generalmente el mismo principio que el manómetro de cuba. El multimanómetro puesto a disposición para llevar a cabo el ensayo es de alcohol.

Se muestra en la figura un esquema de esta configuración, en la cual el multimanómetro permite conocer la diferencia de presion entre una presión P y diferentes presiones P_i. La cuba y los tubos de los extremos se encuentran sometidos a la presión P (en nuestro ensayo la cuba esta abierta a la atmósfera, por lo tanto P en esta caso será la presión atmosférica de ese momento).

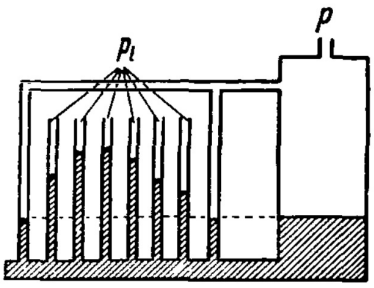


Figura 4.1: Esquema de un multimanómetro de columna de líquido.

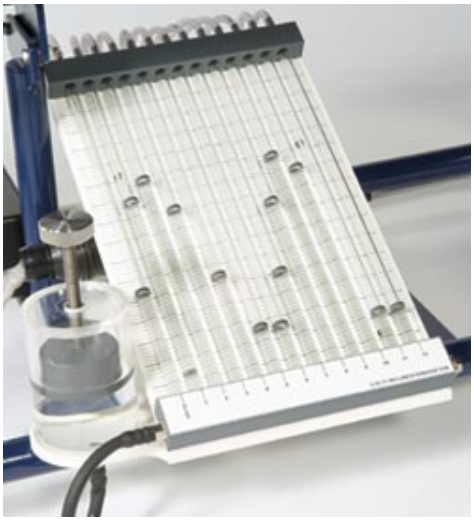


Figura 4.2: Multimanómetro de tubos inclinados. Similar al del Laboratorio de Aeronáutica.

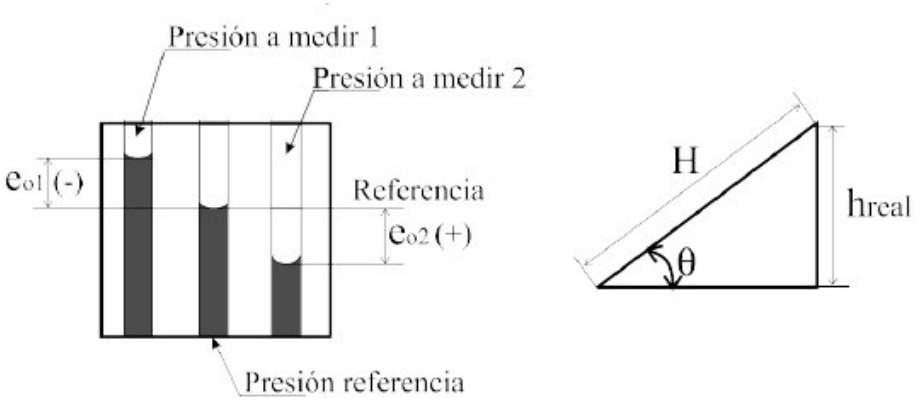
Para aumentar la precisión del instrumento se puede variar la inclinación del multimanómetro, a una misma variación de presiones un tubo inclinado presenta un mayor desplazamiento; se obtiene la misma diferencia de altura (por el Principio de los vasos comunicantes) respecto del líquido de la cuba y en consecuencia, una facilidad en la lectura de la misma.

4.6.1.1. Lectura de las presiones

Las lecturas de presión del multimanómetro se realizan de la siguiente forma:

1. Colocando el multimanómetro con un ángulo de inclinación adecuado al rango de presiones a medir, es importante registrar el ángulo de inclinación.
2. Las lecturas de altura de alcohol que se realicen en las columnas deben ser afectadas por el seno del ángulo de inclinación, tal como se observa en la figura.
3. Considerando la presión ambiente como presión de referencia (cero de la escala), los errores de las otras columnas se consideran de la siguiente manera:

Es necesario adoptar una convención de signos, esta se muestra en la figura y básicamente consiste en que si el líquido esta por debajo del cero es positivo y si se encuentra por debajo es negativo.



Se define el error a cero e_0 como aquel que se produce cuando no coincide el cero tomado como referencia en la escala con el menisco de la columna del líquido esta estando en reposo (sin estar sometida a presión).

Algunas relaciones importantes a tener en cuenta son:

1. $P_{rc} = P_{rl} - e_0$
2. $P_c = P_{Al} - (e_0 + P_{rc})$

4.6.2. Túnel T01

Material descrito en el Informe Técnico Número 3.

4.6.3. Sonda N°2: Tubo de Pitot

En el Informe Técnico Número 2 se de describieron algunas sondas del laboratorio. La sonda N°2 es semejante a la sonda N°1 tratada en el pasado informe. Para mas información véase IT N°2.

Figura 4.3: Vista general del túnel T01.

Figura 4.4: Vista de la Sonda N°2.

4.6.4. Barómetro y Termómetro

Serán necesarios los datos de las presiones atmosféricas y temperaturas al inicio y al final, estas lecturas serán tomadas como no podía ser de otra manera con el barómetro y el termómetro. Véase para mas detalles en el Informe Técnico Número 1.

4.7. Métodos

Los pasos para llevar a cabo la experiencia son:

1. Registrar las condiciones ambientales en ese momento, presión, temperatura, densidad.
2. Determinar la densidad del alcohol.
3. Colocar el multimanómetro con una inclinación de 90°, conectar las mangueras a los tubos y a las sondas utilizadas.
4. Encender el motor del túnel de viento y acelerar gradualmente verificando que no se superen los limites de aspiración y sobrepresión en el multimanómetro, lo cual causaría aspiración del fluido utilizado o introducción de aire en el sistema del mismo. Al llegar a la velocidad máxima disponible por el túnel, inclinar gradualmente el multimanómetro hasta obtener una longitud de columna de líquido que no exceda los límites de medición del multimanómetro.
5. Una vez realizado esto, detener gradualmente el motor del túnel hasta apagarlo.
6. Comprobar los errores a cero de las columnas a utilizar del multimanómetro. Registrarlos junto con el ángulo de inclinación del instrumento.
7. Encender el motor del túnel de viento y acelerar el motor del túnel de viento hasta la primera de las velocidades.
8. Relevar los valores de las columnas de presión estática y total.
9. Acelerar el motor hasta otra velocidad y volver a relevar las presiones estática y total.
10. Repetir el punto anterior para otra velocidad.
11. Realizar los cálculos para determinar las velocidades del aire con la incertidumbre asociada.
12. Extraer conclusiones.

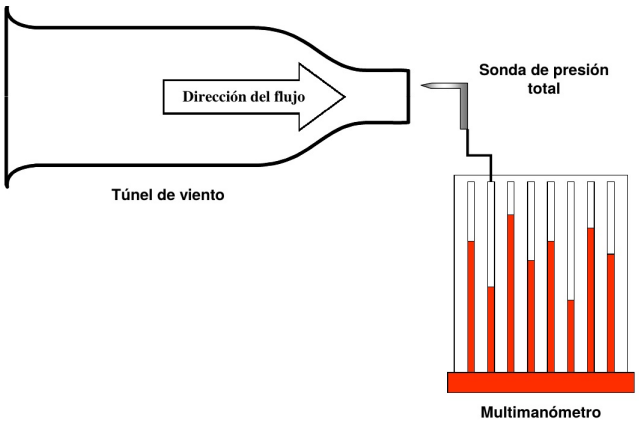


Figura 4.5: Esquema de instalación para llevar a cabo el ensayo.

4.8. Resultados

4.8.1. Datos proporcionados

Los datos proporcionados para la realización de la experiencia son los siguientes. Se realizaron las conversiones de unidades necesarias teniendo en cuenta las equivalencias descritas con anterioridad.

Al inicio:

- $T_1 = 299,66K \pm 0,5K$
- $P_1 = 96403,69Pa \pm 6,67Pa$

Al final:

- $T_2 = 299,66K \pm 0,5K$
- $P_2 = 96403,69Pa \pm 6,67Pa$

Ademas se tiene como dato la densidad relativa del alcohol:

- $\rho_{=}0,835 \pm 0,005$

Ademas se sabe que:

- $\rho_{Agua} = 1000\ \frac{Kg}{m^3}$

$\frac{\rho_{Al}}{\rho_{Agua}} = 0,835 \pm 0,005$
$\rho_{Al} = 835\frac{Kg}{m^3} \pm 5\frac{Kg}{m^3}$

4.8.2. Densidad del aire

Ahora aplicando las fórmulas descritas en el Informe Técnico Número 1 se obtendrán los valores de la densidad y su incertidumbre asociada:

$$\rho_a = \frac{P}{R_a T} = \frac{96403{,}69Pa}{287{,}00\frac{J}{kg.K}299{,}66K} = 1{,}151959\frac{Kg}{m^3} = 1{,}1209\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_a = \rho_a(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1209\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{96403{,}69Pa} + \frac{0{,}5K}{299{,}66K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) =$$
$$0{,}00198\frac{Kg}{m^3} = 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del aire ρ_a será la misma al inicio y al final de la experiencia como así lo indicaron los datos proporcionados, esta densidad se expresa como:

$$\blacktriangleright \quad \rho_a = (1,1209 \pm 0{,}0020)\ [Pa]$$

4.8.3. Incertidumbres de Re_m y V

Para esta experiencia se aplicarán (como ya se mencionó anteriormente) las propagación de incertidumbres como en el Informe Técnico Número 1 para el Re_m y V:

$$\blacktriangleright \quad \Delta V = \frac{V}{2}.(\frac{\Delta P_0.g.\rho_{Al}.Sin(\alpha)}{P_0} + \frac{\Delta\rho_a}{\rho_a} + \frac{\Delta\rho_{Al}}{\rho_{Al}})$$

$$\blacktriangleright \quad \Delta Re_m = Re_m.(\frac{\Delta V}{V} + \frac{\Delta\rho_{Al}}{\rho_{Al}} + \frac{\Delta\mu}{\mu})$$

Las incertidumbres $\Delta\mu$ y Δg son despreciables y no se tendrán en cuenta. Los cálculos fueron determinados y presentados en formato de tabla, estas tablas se adjuntan en los **Anexos A, B y C**.

4.9. Conclusiones

En esta experiencia de laboratorio se aprendió a determinar con exactitud la velocidad de una corriente de aire por medio del empleo del multimanómetro y con el uso de materiales tratados en trabajos anteriores como ser el túnel T01 y la sonda N°2.

Como se pudo apreciar en las tablas a medida que la frecuencia aumenta se reducen las incertidumbres de las distintas variables, aumentan la velocidad (algo esperable) y también el Reynolds por metro (al aumentar la velocidad de la corriente el flujo tiende a hacerse mas turbulento). En las gráficas adjuntas se encontró que tanto el número de Reynolds por metro y la velocidad siguen una variación lineal.

También se puede observar con los resultados obtenidos que mientas mayor inclinación presente el multimanómetro (con cierto límite) mas exacta será la medición, al disminuirse el ángulo α se incrementa la precisión del instrumento.

4.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- FISICALAB. *Principio Fundamental de la Hidrostática.* https://www.fisicalab.com/apartado/principio-fundamental-hidrostatica.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.

4.11. Anexo A: Multimanómetro con $\alpha = 86.5\ °$

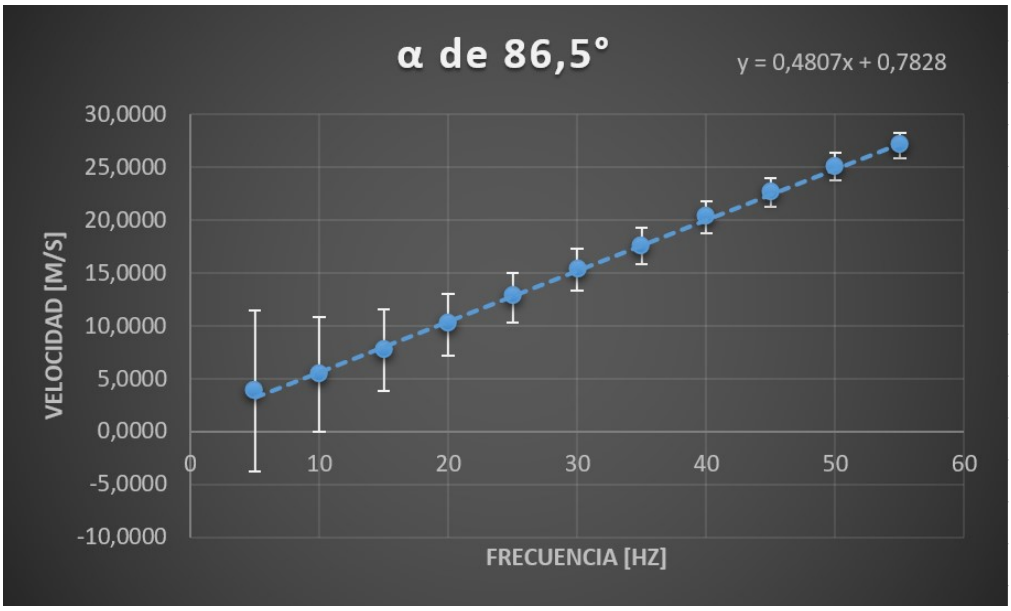


Figura 4.6: Gráfica de Velocidad en función de la Frecuencia.

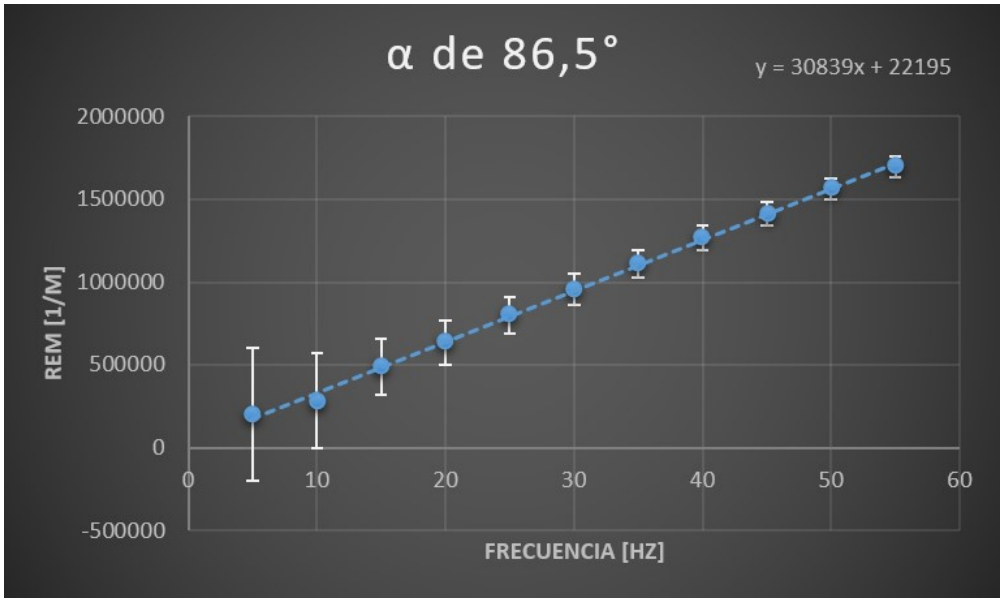


Figura 4.7: Gráfica de Reynolds por metro en función de la Frecuencia.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Frecuencia	**Pr**	**Prc**	**P**	**P corregida**	**Po**	**V**	**Δ V**	**Rem**	**Δ Rem**
[Hz]	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[Pa]**	**[m/s]**	**[m/s]**	**[1/m]**	**[1/m]**
0	-5	0	-5	0	0	0	0	0	0
5	-5	0	-4	1	8.17273771	3.81869826	7.65223657	239207.493	480776.96
10	-5	0	-3	2	16.3454754	5.40045488	5.42144187	338290.481	341630.82
15	-5	0	-1	4	32.6909508	7.63739653	3.84837835	478414.987	243931.45
20	-5	0	2	7	57.209164	10.1033259	2.92592762	632883.539	187073.07
25	-5	0	6	11	89.9001148	12.6651893	2.35198055	793361.502	152081.34
30	-5	0	11	16	130.763803	15.2747931	1.9687093	956829.973	129051.65
35	-5	0	16	21	171.627492	17.4994739	1.73462218	1096186.44	115222.65
40	-5	0	23	28	228.836656	20.2066519	1.5218584	1265767.08	102910.34
45	-5	0	30	35	286.04582	22.5917236	1.37875051	1415170.62	94840.54
50	-5	0	38	43	351.427722	25.0408791	1.26200472	1568588.43	88446.12
55	-5	0	45	50	408.636886	27.0022744	1.18502592	1691452.41	84359.80

Tabla 4.1: Tabla de cálculos con 86,5 °

4.12. Anexo B: Multimanómetro con $\alpha = 44.3$ °

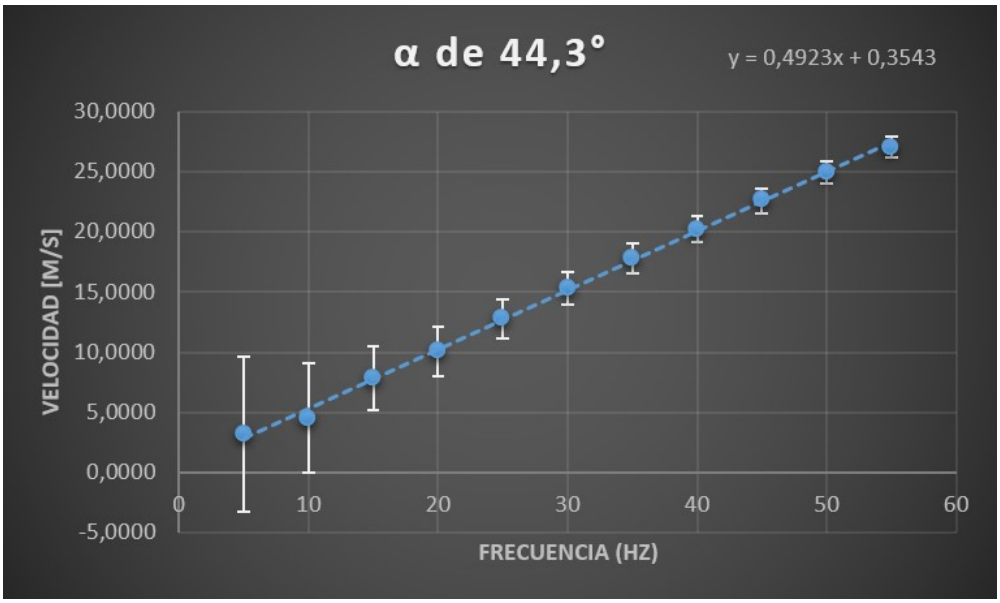


Figura 4.8: Gráfica de Velocidad en función de la Frecuencia.

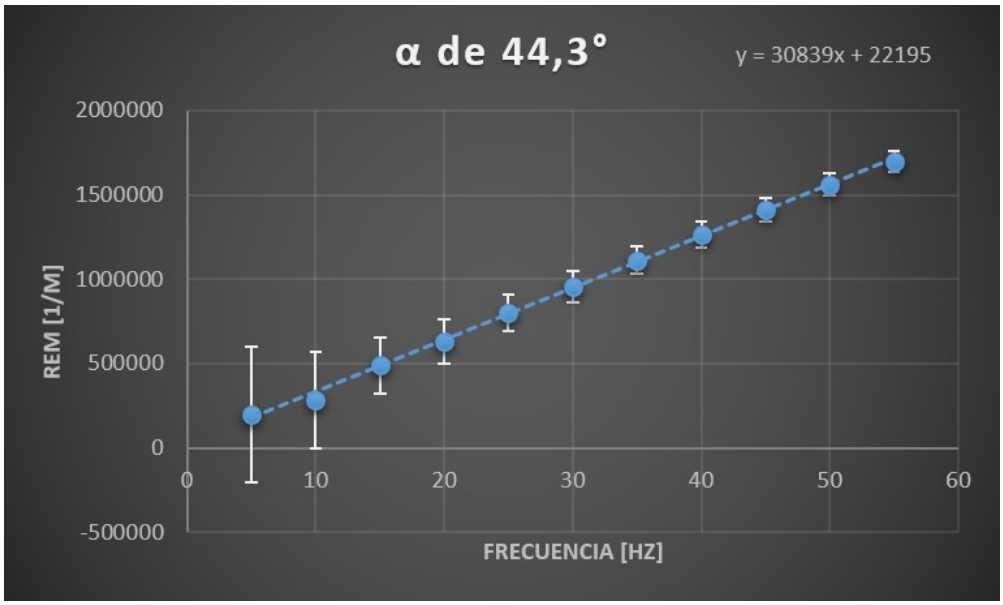


Figura 4.9: Gráfica de Reynolds por metro en función de la Frecuencia.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Frecuencia	**Pr**	**Prc**	**P**	**P corregida**	**Po**	**V**	**Δ V**	**Rem**	**Δ Rem**
[Hz]	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[Pa]**	**[m/s]**	**[m/s]**	**[1/m]**	**[1/m]**
0	33	0	32	0	0	0	0	0	0
5	33	0	33	1	5.71863134	3.19431406	6.40104171	200095.375	402166.526
10	33	0	34	2	11.4372627	4.51744227	4.53499774	282977.592	285771.763
15	33	0	38	6	34.311788	7.82443953	2.63855347	490131.567	168216.835
20	33	0	42	10	57.1863134	10.101308	2.05951682	632757.133	132799.382
25	33	0	48	16	91.4981015	12.7772562	1.64681139	800381.498	107950.795
30	33	0	55	23	131.528521	15.3193921	1.39165454	959623.705	92921.0331
35	33	0	63	31	177.277572	17.785188	1.21654743	1114083.9	82877.041
40	33	0	72	40	228.745254	20.202616	1.08864124	1265514.27	75771.6241
45	33	0	82	50	285.931567	22.5872113	0.9912658	1414887.96	70566.3715
50	33	0	93	61	348.836512	24.9483904	0.91493325	1562794.83	66670.4864
55	33	0	104	72	411.741457	27.1046536	0.85823985	1697865.55	63927.9557

Tabla 4.2: Tabla de cálculos con 44,3°

4.13. Anexo C: Multimanómetro con $\alpha = 27.4\ °$

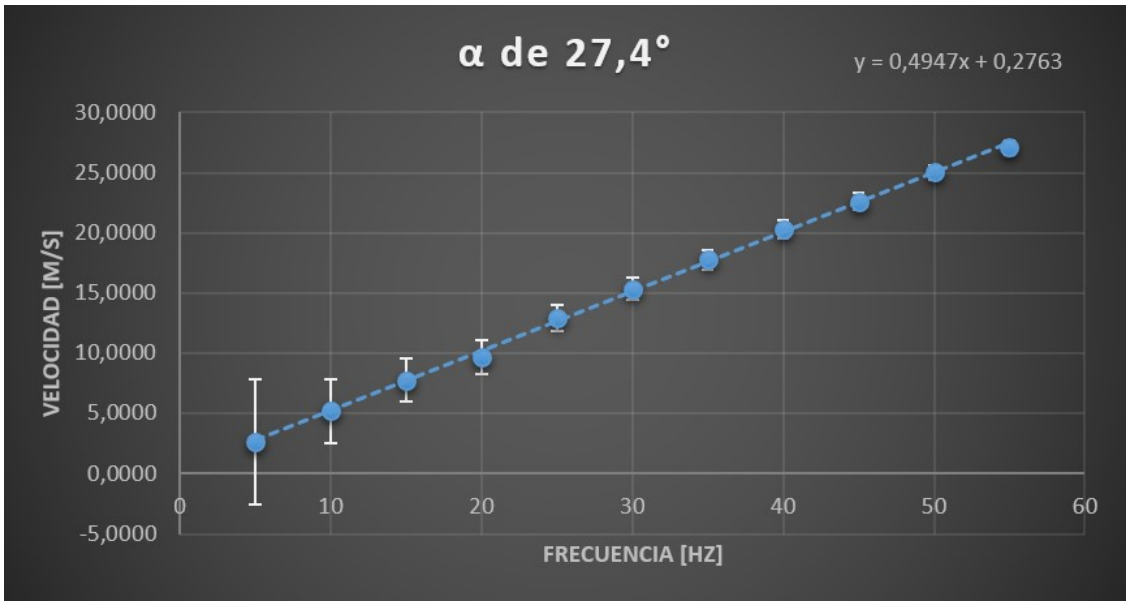


Figura 4.10: Gráfica de Velocidad en función de la Frecuencia.

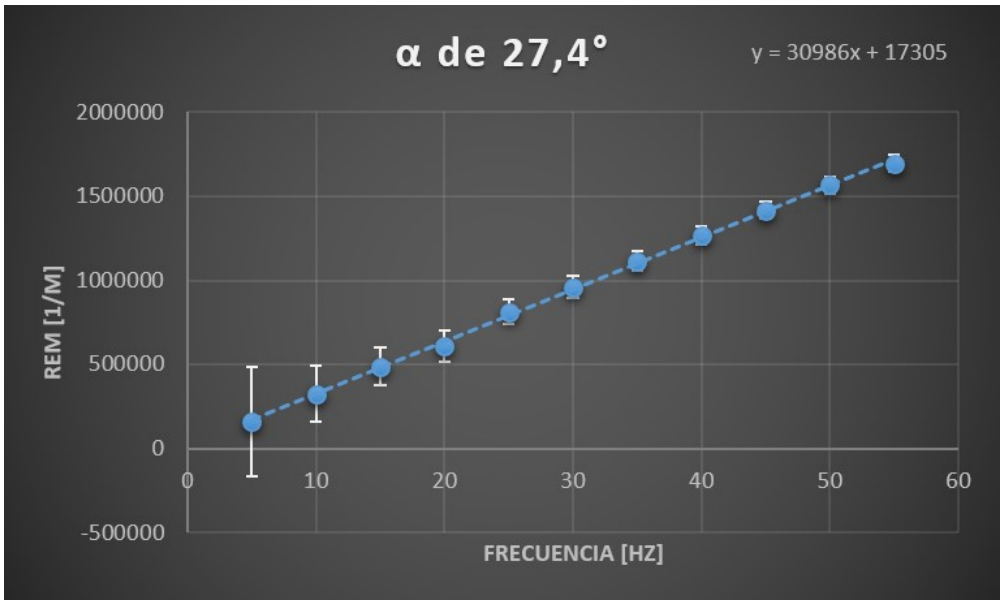


Figura 4.11: Gráfica de Reynolds por metro en función de la Frecuencia.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Frecuencia	**Pr**	**Prc**	**P**	**P corregida**	**Po**	**V**	**Δ V**	**Rem**	**Δ Rem**
[Hz]	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[Pa]**	**[m/s]**	**[m/s]**	**[1/m]**	**[1/m]**
0	-167	0	-167	0	0	0	0	0	0
5	-167	0	-166	1	3.76812044	2.59294886	5.19597431	162425.191	326454.20
10	-167	0	-163	4	15.0724818	5.18589772	2.61310205	324850.383	165632.82
15	-167	0	-158	9	33.913084	7.77884657	1.75886235	487275.574	113094.91
20	-167	0	-153	14	52.7536862	9.70192625	1.42369263	607739.417	92820.84
25	-167	0	-142	25	94.203011	12.9647443	1.08756251	812125.957	72989.15
30	-167	0	-132	35	131.884215	15.3400923	0.93619064	960920.391	64398.03
35	-167	0	-120	47	177.101661	17.7763618	0.82552257	1113531.01	58379.50
40	-167	0	-106	61	229.855347	20.251578	0.74268688	1268581.3	54119.02
45	-167	0	-91	76	286.377153	22.6048041	0.68270897	1415989.99	51244.63
50	-167	0	-74	93	350.435201	25.0054932	0.6349277	1566371.82	49152.04
55	-167	0	-58	109	410.725128	27.0711808	0.60192164	1695768.78	47859.34

Tabla 4.3: Tabla de cálculos con 27,4°

Capítulo 5

Determinación de espesor y tipo de capa limite

5.1. Resumen

Como se determinó en experiencias experimentales, para altos números de *Re* los efectos viscosos se concentran en una determinada región la cual se conoce con el nombre de capa límite. En la experiencia de laboratorio descripta en este informe se determinó el tipo y espesor de una capa límite, según el flujo en dicha región esta podrá ser clasificada como capa límite laminar o capa límite turbulenta. Se mostrarán los valores obtenidos por medio de gráficas y con algunas comparaciones con el marco teórico se podrá determinar a que categoría de capa pertenece.

Palabras clave: efectos viscosos, capa límite, números de Reynolds.

As it was determined in experimental experiences, for high numbers of *Re* the viscous effects are concentrated in a certain region which is known as the boundary layer. In the laboratory experience described in this report, the type and thickness of a limit capacity was determined, depending on the flow in that region, it may be classified as a laminar boundary layer or turbulent boundary layer. The values obtained will be shown by means of graphs and with some comparisons with the theoretical framework it will be possible to determine to which capacity category it belongs.

Keywords: viscous effects, boundary layer, Reynolds numbers.

5.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

α	Ángulo de inclinación del multimanómetro [°]
y_0	Altura de error a cero [$mmAl$]
y_l	Altura leída [mm]
y_{ef}	Altura efectiva [mm]
ρ_a	Densidad del aire [$\frac{Kg}{m^3}$]
ρ_{Al}	Densidad del alcohol [$\frac{Kg}{m^3}$]
δ	Espesor de la capa límite [mm]
P_{rm}	Presión de referencia medida [$mmAl$]
P_{em}	Presión estática medida [$mmAl$]
P_{tm}	Presión total medida [$mmAl$]
P_e	Presión estática [Pa]
q	Presión dinámica [Pa]
P_0	Presión total [Pa]
T	Temperatura [K]
V	Velocidad [$\frac{m}{s}$]
V_∞	Velocidad de la corriente libre [$\frac{m}{s}$]
δ_c	Corrección por geometría de la sonda [mm]
ΔV	Incertidumbre de la velocidad [$\frac{m}{s}$]
$\Delta\rho_{Al}$	Incertidumbre de la densidad del alcohol [$\frac{Kg}{m^3}$]
ΔT	Incertidumbre de la Temperatura [K]

5.2.1. Constantes

g	Aceleración debida a la gravedad [$9,806\frac{m}{S^2}$]
R_a	Constante del aire [$287,00\frac{J}{Kg.K}$]
ΔR_a	incertidumbre de la constante del aire [$0,01\frac{J}{Kg.K}$]
ΔT	Incertidumbre de la temperatura [0,5K]

5.2.2. Equivalencias

- $1\ mmHg = 133,32\ Pa$
- $T(K) = T(°C) + 273,16K$

5.3. Introducción

En la experiencia de laboratorio aquí descrita se determinó el tipo y espesor de la capa límite, se tomaron y relevaron mediciones de las presiones a distintas alturas de la sonda respecto al plano de la cámara de ensayo.

5.4. Objetivo

El objetivo de la experiencia de laboratorio descrita en este informe técnico es la determinación del espesor y del tipo de capa limite; laminar o turbulenta, en un túnel de viento.

5.5. Fundamentación teórica

5.5.1. Fluidos y Condición de no deslizamiento

En la mecánica de los fluidos se estudia el comportamiento de los fluidos en reposo y movimiento, se entiende como fluido a una substancia que se deforma continuamente al ser sometida a un esfuerzo cortante sin importar cuan pequeño sea este.

Los fluidos se pueden presentar en la naturaleza en fase líquida y fase gaseosa (o vapor).

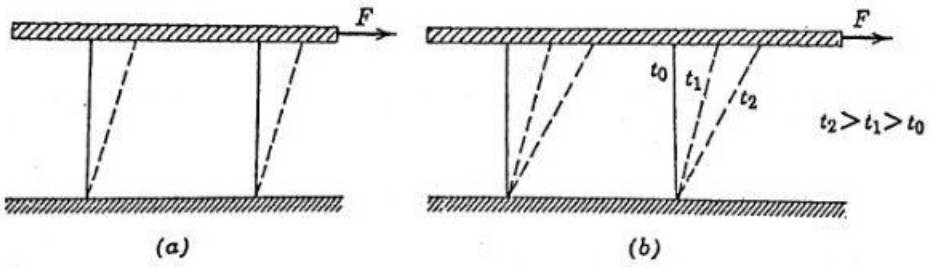


Figura 5.1: Comportamiento de un sólido (a) y un fluido (b), bajo la acción de una fuerza constante.

En la figura se comparan a un sólido y a un fluido bajo la acción de una fuerza cortante constante. La fuerza cortante se aplica al sólido a través de una de las dos placas, la superior, entre las cuales se encuentra limitado el sólido. Al aplicar la fuerza cortante sobre la placa, el bloque de sólido queda deformado como se muestra, la determinación es directamente proporcional al esfuerzo cortante aplicado, τ, donde $\tau = \frac{F}{A}$ donde A es el área de la superficie que esta en contacto con la placa. Se repite el experimento cuando el fluido esta entre las dos placas, al aplicar la fuerza F sobre la placa, se aprecia que el elemento de fluido se deforma continuamente mientras la fuerza se mantenga aplicada. El fluido en contacto inmediato con la frontera sólida tiene la misma velocidad que esta, es decir, no existe deslizamiento en la interfaz sólido-líquido, este fenómeno se lo conoce como la *condición de no deslizamiento*.

5.5.2. Capa límite

Para explicar el fenómeno conocido como capa límite se procederá con el siguiente planteo.

Consideramos el caso particular de una placa plana colocada en dirección paralela a un flujo de velocidad constante U_∞. Por condición de no deslizamiento se puede verificar que la velocidad del fluido sobre la superficie de la placa es nula, en regiones mas alejadas de la superficie la forma de variación de la velocidad dependerá de las propiedades del fluido que compone el flujo y del número de Reynolds *Re* (desarrollado en el Informe Técnico N°4). Es normal que en aplicaciones aeronáuticas predominen los efectos inerciales del flujo por sobre los viscosos, el número de *Re* es alto, en general mayor a 10^5. En el caso de la placa plana , se observa que la velocidad del flujo será igual a la velocidad de la corriente libre en la mayor parte del campo de movimiento, inclusive en zonas mas o menos cercanas a la pared sólida, exceptuando una pequeña región adyacente a la superficie donde se producirá la variación de la velocidad desde un valor nulo hasta el valor de la corriente libre. Esta región donde se asume la concentración de los efectos viscosos y donde hay presencia de un gradiente de velocidad se la conoce como *capa límite*.

La capa límite puede ser de dos formas:

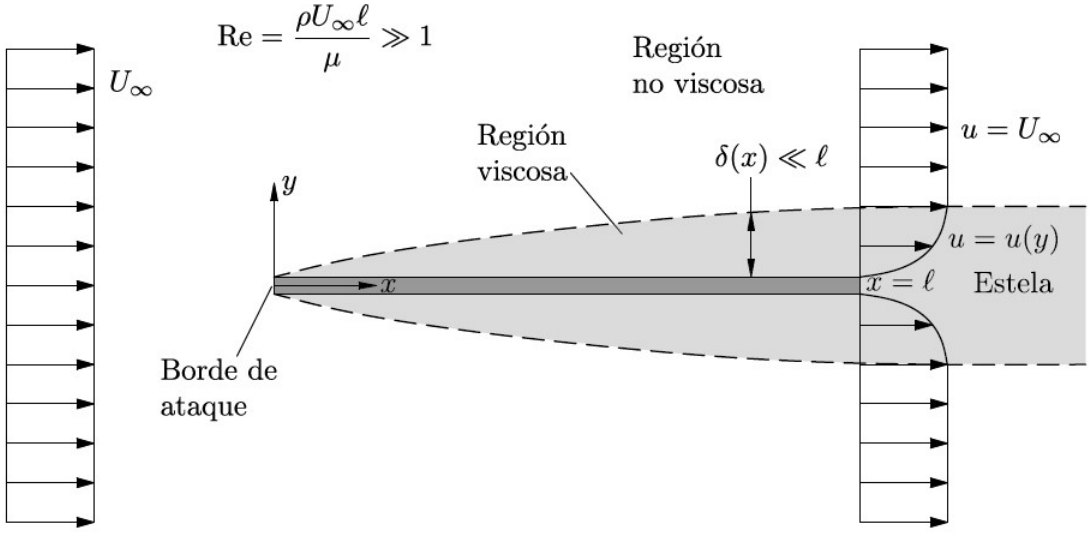


Figura 5.2: Capa límite en una placa plana.

- Capa límite laminar: Se caracteriza por que en su interior el flujo es laminar, por lo tanto el transporte de masa en dirección normal al flujo se da solo a escala molecular.

- Capa límite turbulenta: la capa límite inicialmente laminar se hará turbulenta cuando se alcance el número de Reynolds crítico Re_c basado en la distancia recorrida sobre la placa. Se caracteriza por ser errático, fluctuante e inestacionario.

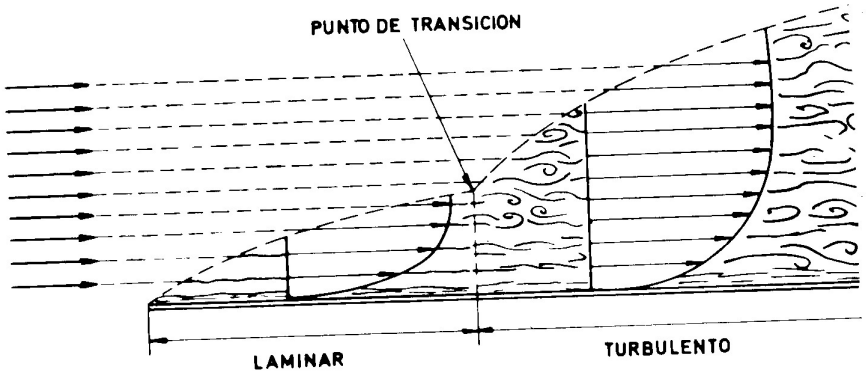


Figura 5.3: Representación de la capa límite laminar y turbulenta.

Dada la presencia de flujo viscoso el principio de Bernoulli (desarrollado en el Informe Técnico N° 4), no será válida y no podrá usarse. La longitud expresada por la letra δ se la conoce como el espesor de la capa límite y este valor varía a lo largo de la superficie de la placa. Los perfiles de velocidades de ambos casos puedes describirse por medio de las siguientes expresiones:

CL laminar

$$\frac{V}{V_\infty} = 2.(\frac{y}{\delta}) - 2.(\frac{y}{\delta})^3 + (\frac{y}{\delta})^4$$

CL turbulenta

$$\frac{V}{V_\infty} = (\frac{y}{\delta})^{\frac{1}{7}}$$

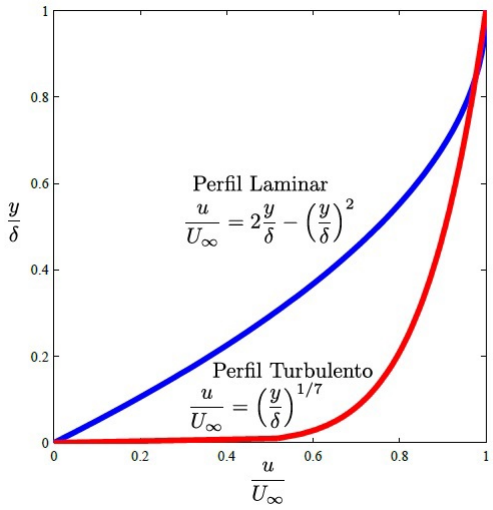


Figura 5.4: Perfiles de velocidad laminar y turbulento.

5.6. Materiales

5.6.1. Multimanómetro de alcohol

Fue desarrollado en el informé técnico número 4.

5.6.2. Túnel de viento T04

Fue desarrollado en el informé técnico número 3.

5.6.3. Sonda de capa límite

Es una sonda que tiene el mismo principio de que una sonda de pitot; mide presiones al ras de una superficie, por lo que es posible realizar mediciones importantes a la hora de buscar datos sobre una capa límite.

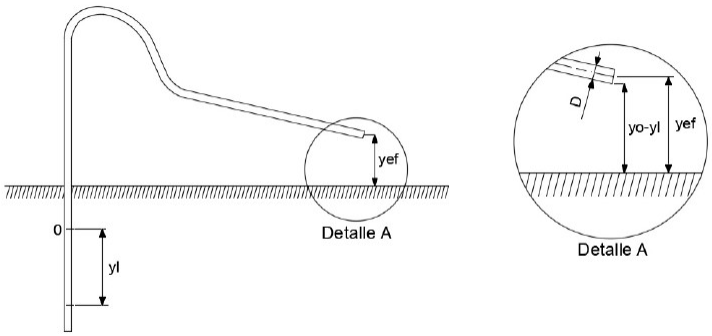


Figura 5.5: Croquis de la sonda de capa límite

Figura 5.6: Croquis de sonda de capa límite.

5.7. Métodos

Los pasos para llevar a cabo la experiencia son:

1. Realizar el montaje y preparación de la instalación para el ensayo.
2. Medir presión y temperatura iniciales para determinar las propiedades del aire.
3. Determinar la densidad del alcohol.
4. Determinar la inclinación del multimanómetro.
5. Medir errores a cero en las columnas del multimanómetro utilizadas.
6. Colocar la sonda contra el piso de la cámara y tomar la lectura inicial del micrómetro.
7. Poner en funcionamiento el túnel de viento.
8. Para cada una de las posiciones que tome la sonda tomar las correspondientes lectu- ras de las columnas del multimanómetro. La variación de altura de la sonda se realizará con los siguientes pasos:
   - entre 0 y 2 mm : lecturas cada 0,05 mm
   - entre 2 y 5 mm : lecturas cada 0,1 mm
   - entre 5 y 10 mm : lecturas cada 0,5 mm
   - 10 mm en adelante : lecturas cada 1 mm
9. Detener el túnel de viento.

10. Medir presión y temperatura finales para determinar las propiedades del aire.

11. Con los valores medidos determinar espesor y tipo de capa límite, realizando las correcciones correspondientes.

12. Determinar velocidad y número de Reynolds por metro del ensayo.

13. Extraer conclusiones.

5.7.1. Instalación

En la zona (1) se produce la aspiración con ingreso de aire a presión ambiente (atmosférica), posteriormente en (2) se produce la tranquilización y uniformidad del flujo. Le sigue luego otro tramo recto, aunque la velocidad del flujo es similar a la zona anterior. Cuando llega a (3) se produce un aumento de la velocidad consecuencia del convergente y se disminuirá la presión. Luego le sigue un tramo recto hasta llegar a la zona de trabajo en el punto (4), en la parte superior se encuentran varias tomas de presión estática. A un costado de la cámara es de vidrio para facilitar o visualizar los ensayos y en la parte inferior se encuentra una zona desmontable donde se facilita la colocación de una toma total de presión, la sonda se encuentra montada en un micrómetro que permite su desplazamiento vertical dentro de la cámara de ensayos; seguidamente se encuentra un tramo recto que concluye en la descarga (5).

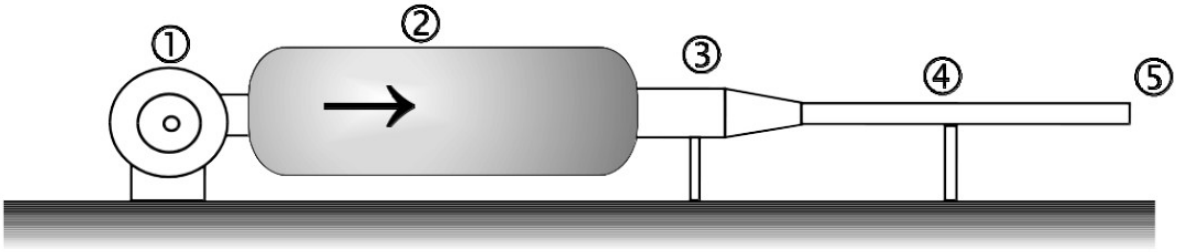


Figura 5.7: Esquema de la instalación.

5.8. Resultados

5.8.1. Datos

Como criterio práctico consideramos que una vez llegada la velocidad al 99 por ciento de la velocidad de la corriente libre V_∞, el borde de la capa límite fue alcanzado:

$$V_{99} = 0,99.V_\infty$$

Para la determinación de la velocidad se utiliza la fórmula detallada a continuación:

$$V = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_e)}{\rho}}$$

El espesor de la sonda con respecto a la capa limite desplaza el centro efectivo desde el eje longitudinal del tubo a la zona donde hay mayor velocidad. Se debe realizar una corrección siguiendo la siguiente expresión:

$$\frac{\delta_c}{D} = 0,131 + 0,082\frac{d}{D}$$

D Diámetro exterior
d Diámetro interior
δ_c Corrección de altura

$$Y_e = Y_g + \delta_c$$

Y_e Altura efectiva
Y_l Altura leída
Y_g Altura geométrica $= Y_l + \frac{D}{2}$

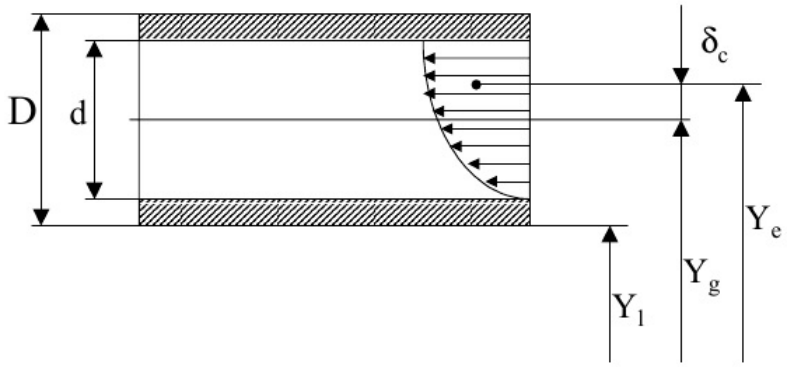


Figura 5.8: Esquema de la sonda

5.8.2. Cálculos

Se determinó la densidad del aire mediante el procedimiento desarrollado en el informe técnico número 1. Se determinará la densidad al inicio y al final de la experiencia y para la realización de los cálculos se empleará el promedio entre ambos valores.

Los datos registrados y convertidos a unidades idóneas para los cálculos son los siguientes:

- $P_i = P_f = 97256,94Pa$
- $T_i = 298,16K$
- $T_f = 297,66K$

Densidad al inicio:

$$\rho_{ai} = \frac{P}{R_a T_i} = \frac{97256,94Pa}{287,00\frac{J}{kg.K}298,16K} = 1,1366\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_{ai} = \rho_{ai}(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1366\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{97256{,}94Pa} + \frac{0{,}5K}{298{,}16K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) = 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

Densidad del aire al inicio

$$\rho_{ai} = 1,1366\frac{Kg}{m^3} \pm 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

Densidad al final:

$$\rho_{af} = \frac{P}{R_a T_f} = \frac{97256{,}94Pa}{287{,}00\frac{J}{kg.K}297{,}66K} = 1{,}1384\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_{af} = \rho_{af}(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1366\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{97256{,}94Pa} + \frac{0{,}5K}{298{,}16K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) = 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

Densidad del aire al final

$$\rho_{af} = 1,1384\frac{Kg}{m^3} \pm 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad promedio será:

$$\rho_{prom} = \frac{\rho_{ai}+\rho_{af}}{2} = 1{,}1375 \pm 0{,}0020$$

Densidad promedio

$$\rho_{prom} = 1,1375\frac{Kg}{m^3} \pm 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del líquido manométrico sera:

$$\frac{\rho_{Al}}{\rho_{Agua}} = 0{,}840 \pm 0{,}005$$

$$\rho_{Al} = 840\frac{Kg}{m^3} \pm 5\frac{Kg}{m^3}$$

Para determinar el espesor, el tipo de la capa límite y las velocidades; se utilizarán las fórmulas desarrolladas en el teórico. Se presentarán mediante tablas y gráficos los resultados en el Anexo A.

5.9. Conclusiones

Mediante el análisis de los resultados obtenidos y plasmados en la tabla y los gráficos se logró determinar que la capa límite es del tipo turbulenta, específicamente se determinó:

- $V_\infty = 42,42\frac{m}{s}$
- $V_{99} = 42\frac{m}{s}$
- $\delta = 14,10mm$

Se logró determinar experimentalmente el espesor y tipo de capa límite, la capa límite que se forma sobre un cuerpo inmerso en una corriente es importante en nuestra área de estudio, en aeronáutica se opta por el uso de perfiles alares que generan una capa límite turbulenta, ya que esta permanece adherida al perfil a mayores ángulos de ataque que la capa límite laminar, evitando así que el perfil entre en pérdida, dicho de otra manera que deje de generar sustentación aerodinámica de manera brusca por el desprendimiento de la capa límite.

5.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Fox, R. (1993). *Introducción a la Mecánica de los Fluidos.* Ed. McGraw-Hill.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.

5.11. Anexo A: Tabla y gráficos

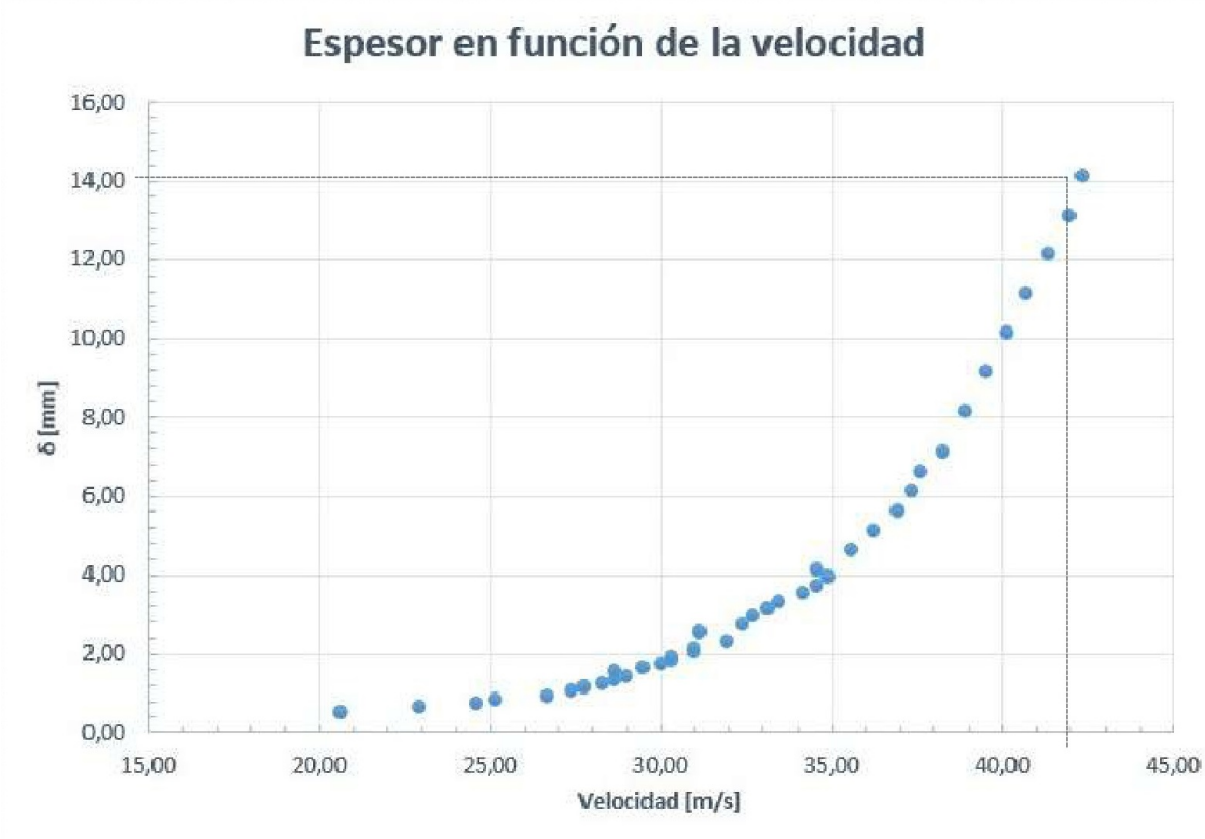


Figura 5.9: Gráfica de espesor en funcion de velocidad

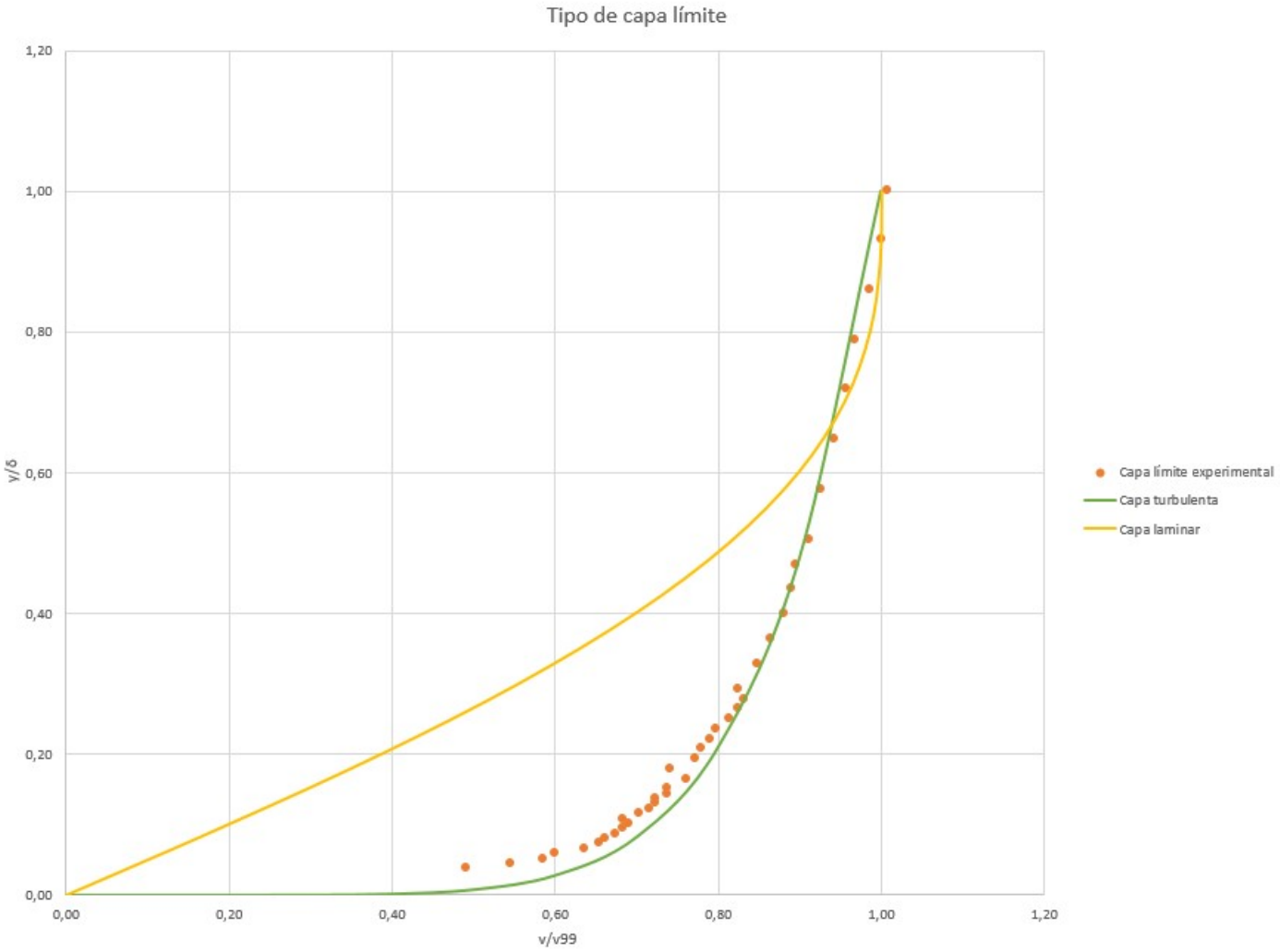


Figura 5.10: Comparación de la capa límite experimetnal con las teóricas.

1	2		3			4			5	6	7	8
Y	Pr		Pes			Pts			V	Yef	Yef/delta	V/V99
Leido	Leido	Corregido	Leido	Corregido	Calculado	Leido	Corregido	Calculado	Calculado	Calculado	Calculado	Calculado
	Error a cero = 3		Error a cero = 3			Error a cero = 2						
17.20	2	-1	18	16	90.05	60	59	332.06	20.63	//////	//////	//////
17.10	2	-1	18	16	90.05	60	59	332.06	20.63	//////	//////	//////
17.00	2	-1	18	16	90.05	60	59	332.06	20.63	//////	//////	//////
16.90	2	-1	18	16	90.05	64	63	354.57	21.57	//////	//////	//////
16.80	2	-1	18	16	90.05	60	59	332.06	20.63	//////	//////	//////
16.70	2	-1	18	16	90.05	60	59	332.06	20.63	//////	//////	//////
16.60	2	-1	18	16	90.05	60	59	332.06	20.63	0.53	0.04	0.49
16.50	2	-1	18	16	90.05	70	69	388.34	22.90	0.63	0.04	0.55
16.40	2	-1	18	16	90.05	78	77	433.37	24.57	0.73	0.05	0.58
16.30	2	-1	18	16	90.05	81	80	450.25	25.17	0.83	0.06	0.60
16.20	2	-1	18	16	90.05	89	88	495.28	26.69	0.93	0.07	0.64
16.10	2	-1	18	16	90.05	93	92	517.79	27.42	1.03	0.07	0.65
16.00	2	-1	18	16	90.05	95	94	529.05	27.78	1.13	0.08	0.66
15.90	2	-1	18	16	90.05	98	97	545.93	28.31	1.23	0.09	0.67
15.80	2	-1	18	16	90.05	100	99	557.19	28.66	1.33	0.09	0.68
15.70	2	-1	18	16	90.05	102	101	568.44	29.00	1.43	0.10	0.69
15.60	2	-1	18	16	90.05	100	99	557.19	28.66	1.53	0.11	0.68
15.50	2	-1	18	16	90.05	105	104	585.33	29.51	1.63	0.12	0.70
15.40	2	-1	18	16	90.05	108	107	602.21	30.01	1.73	0.12	0.71
15.30	2	-1	18	16	90.05	110	109	613.47	30.34	1.83	0.13	0.72
15.20	2	-1	18	16	90.05	110	109	613.47	30.34	1.93	0.14	0.72
15.10	2	-1	18	16	90.05	114	113	635.98	30.98	2.03	0.14	0.74
15.00	2	-1	18	16	90.05	114	113	635.98	30.98	2.13	0.15	0.74
14.80	2	-1	18	16	90.05	120	119	669.75	31.93	2.33	0.17	0.76
14.60	2	-1	18	16	90.05	115	114	641.61	31.14	2.53	0.18	0.74
14.40	2	-1	18	16	90.05	123	122	686.63	32.39	2.73	0.19	0.77
14.20	2	-1	18	16	90.05	125	124	697.89	32.69	2.93	0.21	0.78

14.00	2	-1	18	16	90.05	128	127	714.78	33.14	3.13	0.22	0.79
13.80	2	-1	18	16	90.05	130	129	726.03	33.44	3.33	0.24	0.80
13.60	2	-1	18	16	90.05	135	134	754.17	34.17	3.53	0.25	0.81
13.40	2	-1	18	16	90.05	138	137	771.06	34.60	3.73	0.26	0.82
13.20	2	-1	18	16	90.05	140	139	782.31	34.89	3.93	0.28	0.83
13.00	2	-1	18	16	90.05	138	137	771.06	34.60	4.13	0.29	0.82
12.50	2	-1	18	16	90.05	145	144	810.45	35.59	4.63	0.33	0.85
12.00	2	-1	18	16	90.05	150	149	838.59	36.28	5.13	0.36	0.86
11.50	2	-1	18	16	90.05	155	154	866.74	36.95	5.63	0.40	0.88
11.00	2	-1	18	16	90.05	158	157	883.62	37.35	6.13	0.43	0.89
10.50	2	-1	18	16	90.05	160	159	894.88	37.62	6.63	0.47	0.90
10.00	2	-1	18	16	90.05	165	164	923.02	38.27	7.13	0.51	0.91
9.00	2	-1	18	16	90.05	170	169	951.16	38.91	8.13	0.58	0.93
8.00	2	-1	18	16	90.05	175	174	979.30	39.54	9.13	0.65	0.94
7.00	2	-1	18	16	90.05	180	179	1007.44	40.16	10.13	0.72	0.96
6.00	2	-1	18	16	90.05	184	183	1029.95	40.65	11.13	0.79	0.97
5.00	2	-1	18	16	90.05	190	189	1063.72	41.38	12.13	0.86	0.99
4.00	2	-1	18	16	90.05	195	194	1091.86	41.97	13.13	0.93	1.00
3.00	2	-1	18	16	90.05	198	197	1108.75	42.32	14.13	1.00	1.01

Capítulo 6

Calibración de sondas

6.1. Resumen

En la experiencia de laboratorio desarrollada por medio de este informe técnico, se abordará el procedimiento de calibración de algunas sondas de presión vistas en experiencias de laboratorio anteriores, estas son dos sondas de pitot estáticas de distinto tipo de geometría.

Se tendrán en cuenta como es debido los errores asociados a dichas mediciones durante el ensayo, estos errores como se verán mas adelante son los *errores de presión estática*, *presión dinámica* y *presión total*. Se realizarán mediciones de presión con una sonda para diferentes ángulos de ataque, finalmente estos resultados se compararán con valores de referencia y se presentarán al lector por medio de tablas y gráficos.

Palabras clave: calibración, sondas de presión, errores de presión.

In the laboratory experience developed through this technical report, the calibration procedure of some pressure probes seen in previous laboratory experiences will be addressed, these are two static pitot probes of different types of geometry.

Considered as due to the errors associated with the various modifications during the test, these errors will be seen later are the errors of static pressure, dynamic pressure and total pressure. When making pressure measurements with a probe for different angles of attack, these results will finally be compared with reference values and presented to the reader using tables and graphs.

Keywords: calibration, pressure probes,pressure errors.

6.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

α	Ángulo del multimanómetro [°]
β	Ángulo del goniómetro [°]
γ	Ángulo de desalineación de la sonda [°]
ρ_a	Densidad del aire $[\frac{Kg}{m^3}]$
ρ_{Al}	Densidad del alcohol $[\frac{Kg}{m^3}]$
P	Presión $[Pa]$
T	Temperatura $[K]$
V	Velocidad $[\frac{m}{s}]$
V_∞	Velocidad de la corriente libre $[\frac{m}{s}]$
μ_a	Viscosidad dinámica del aire $[Pa.S]$
R_e	Número de Reynolds $[Adimensional]$
τ	Coef. de error de la presión estática $[Adimensional]$
ξ	Coef. de error de la presión dinámica $[Adimensional]$
η	Coef. de error de la presión total $[Adimensional]$
P_e	Presión estática medida por la sonda $[mmAl]$
P_t	Presión total medida por la sonda $[mmAl]$
q	Presión dinámica medida por la sonda $[mmAl]$
P_{er}	Presión estática de referencia del flujo $[mmAl]$
P_{tr}	Presión total de referencia del flujo $[mmAl]$
q_r	Presión dinámica de referencia del flujo $[mmAl]$
ΔV	Incertidumbre de la velocidad $[\frac{m}{s}]$
$\Delta\rho_{Al}$	Incertidumbre de la densidad del alcohol $[\frac{Kg}{m^3}]$
ΔT	Incertidumbre de la temperatura $[K]$
$\Delta\mu$	Incertidumbre de la viscosidad $[Pa.S]$

6.2.1. Constantes

g	Aceleración debida a la gravedad $[9,806\frac{m}{S^2}]$
R_a	Constante del aire $[287,00\frac{J}{Kg.K}]$
ΔR_a	incertidumbre de la constante del aire $[0,01\frac{J}{Kg.K}]$
ΔT	Incertidumbre de la temperatura [0,5K]

6.2.2. Equivalencias

- $1\ mmHg = 133,32\ Pa$
- $T(K) = T(°C) + 273,16K$

6.3. Introducción

Los dispositivos conocidos como sondas (los cuales fueron debidamente desarrollados en el informe técnico número 2) son muy útiles en las áreas de la aeronáutica para posibilitar la correcta medición de presiones (estática, dinámica y total) y en consecuencia poder precisar velocidades y alturas, es muy importante aprender como calibrar estos dispositivos para poder utilizarlos con confianza y se desempeñen correctamente en la función para la cual fueron diseñados.

6.4. Objetivo

El objetivo de la experiencia de laboratorio descrita en este informe técnico es la aprender el procedimiento para realizar la calibración de las sondas, la determinación de los errores de medición de la presión estática, total y dinámica producidos por la variación del ángulo de incidencia de la corriente de aire.

6.5. Fundamentación teórica

6.5.1. Errores

La mera presencia de una sonda de presión en un flujo introduce perturbaciones en el mismo, estas se manifiestan como alteraciones en las mediciones efectuadas por dicho dispositivo. Interesa conocer los errores que se cometen en las mediciones de presión de una sonda al cambiar su ángulo de ataque respecto al flujo que incide sobre la misma; los errores pueden ser de tres tipos, error de presión estática, de presión total y de presión dinámica; los cuales se representan por las letras griegas τ, η y ξ respectivamente.

Las expresiones matemáticas de cada tipo de error son las siguientes:

$$\tau = \frac{P_e - P_{er}}{q_r}$$

$$\eta = \frac{P_t - P_{tr}}{q_r}$$

$$\xi = \frac{q - q_r}{q_r}$$

6.5.2. Viscosidad

Los fluidos poseen la capacidad de fluir, es decir, son capaces de deformarse continuamente frente a esfuerzos tangenciales; la propiedad de fluir no es igual para todos ellos, si no que existe cierta oposición al cambio cuya magnitud dependerá de cada fluido; esta magnitud que da una idea de la resistencia a la fluidez de un fluido se la conoce con el nombre de viscosidad. La viscosidad es consubstancial a todos los fluidos, es una medida de la resistencia a la deformación que estos tienen; se manifiesta únicamente cuando el fluido se encuentra en movimiento y por este motivo se la llama también *viscosidad dinámica*.

La viscosidad se la representa con la letra griega μ, se mide en $Pa.S$, esta propiedad dependen en gran medida de la temperatura; en los gases esta aumenta con la temperatura y en los líquidos disminuye.

La viscosidad y la temperatura se pueden relacionar por medio de la siguiente expresión:

$$\mu = \mu_0.(\frac{T}{T_0})^{0,75}$$

Su incertidumbre se puede calcular mediante:

$$\Delta\mu = \mu,0,75.(\frac{\Delta T}{T})$$

6.5.3. Número de Reynolds

Fue desarrollado en el Informe Técnico N°4.

6.6. Materiales

6.6.1. Multimanómetro

Ver en el informe técnico número 4.

6.6.2. Termómetro y barómetro

Ver en el informe técnico número 1.

6.6.3. Túnel T01

Ver en el informe técnico número 3.

6.6.4. Sonda total y sondas de Pitot estáticas de nariz esférica y elíptica

Ver en el informe técnico número 2.

6.6.5. Goniómetro

El goniómetro o *sextante* (como popularmente se lo conoce) es un instrumento utilizado para medir ángulos, reemplazó al instrumento conocido como astrolabio en la medición de posiciones y alturas sobre el cielo. Suele estar constituido por un semicírculo con graduación de hasta 180° o de un círculo con graduación de 360°; existen gran variedad de goniómetros, algunos solo tienen el circulo graduado, otros tienen una regleta graduada para medir distancias, también pueden tener un dial giratorio en el cual esta insertado un nonio para tomar medidas con mayor precisión.

6.7. Métodos

Los pasos para llevar a cabo la experiencia son:

1. Realizar el montaje y preparación de la instalación para el ensayo.
2. Registrar las condiciones ambientales, presión, temperatura, densidad.
3. Determinar la densidad del alcohol.
4. Colocar la sonda a un ángulo de ataque nulo (0°) y tomar la lectura inicial del goniómetro.

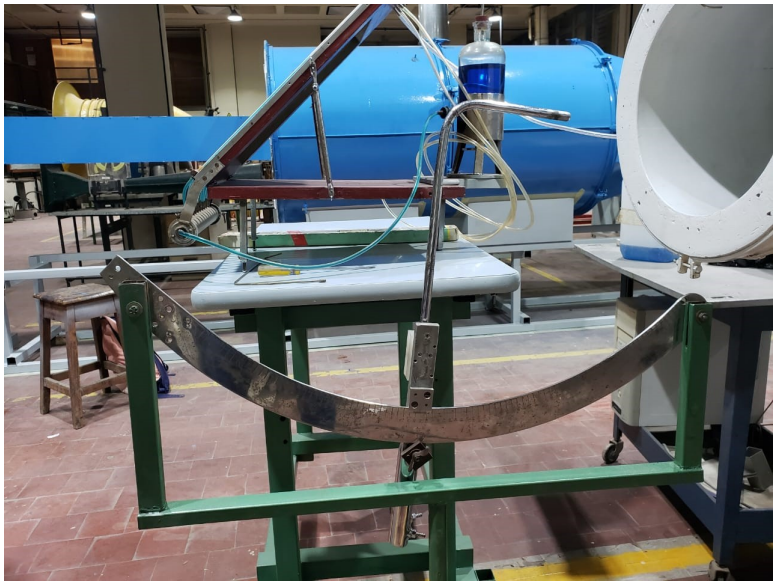


Figura 6.1: Goniómetro del laboratorio. (Precisada por compañera del curso del año 2019)

5. Medir los errores a cero en los diversos conductos del multimanómetro.
6. Poner en funcionamiento el túnel y fijar la velocidad de la corriente de tal forma que la presión total del túnel sea igual a 40 mm de columna de alcohol.
7. Para cada ángulo de ataque determinar la presión total y presión estática que mide la sonda, presión total de referencia y presión de referencia.
8. Con los valores medidos determinar para cada ángulo de ataque de la sonda los coeficientes de error.
9. Cálculo de la velocidad de ensayo y número de Reynolds por metro correspondiente.
10. Medir presión y temperatura finales para determinar las propiedades del aire.
11. Graficar las relaciones anteriores según el ángulo de incidencia de la sonda.
12. Extraer conclusiones.

6.7.1. Instalación

A continuación se dará en detalle los elementos que componen la instalación, la representación de estos es mostrada en las Figuras 2 y 3.

1. Túnel de viento.
2. Paleta impulsora corriente de aire.
3. Rectificador de pulso (para eliminar los impulsos).
4. Toma de presión total de referencia.
5. Sonda.

6. Goniómetro para ángulo de incidencia de la corriente.
7. Conexiones de la sonda al multimanómetro.
8. Goniómetro para inclinación del multimanómetro.
9. Depósito de alcohol.
10. Conexión del multimanómetro a la sonda.

Figura 6.2: Fotograía de la instalación. (Precisada por compañera del curso del año 2019).

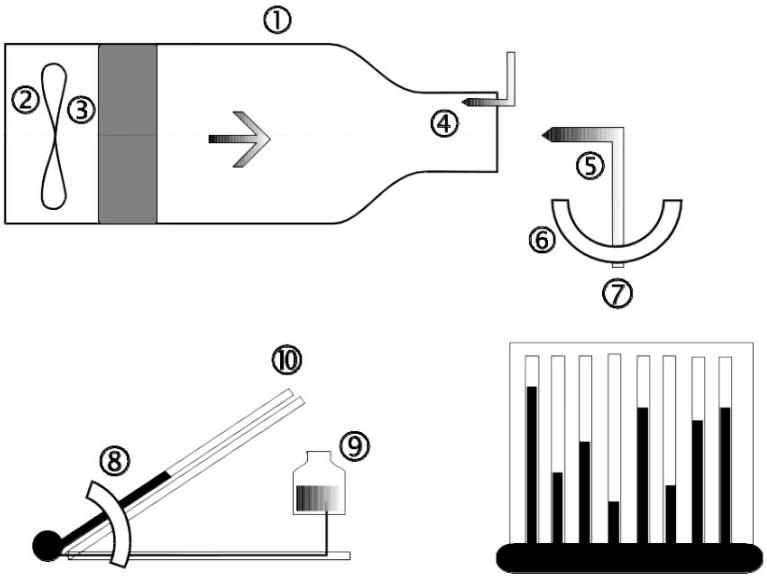


Figura 6.3: Esquema de la isntalación.

6.8. Resultados

6.8.1. Cálculo de densidad del aire

Para calcular la densidad del aire y su incertidumbre asociada se utilizará lo desarrollado en el informe técnico número 1. Los datos atmosféricos con los que se cuenta son los siguientes:

- $T_i = T_f = 18°C = 291,16K$
- $P_i = P_f = 728mmHg = 97059,96Pa$

Dado que las condiciones atmosféricas se mantienen iguales tanto al inicio como al final, no será necesario sacar densidad promedio.

$$\rho_a = \frac{P}{R_a T} = \frac{97056,96Pa}{287,00\frac{J}{kg.K}291,16K} = 1,16148\frac{Kg}{m^3} = 1,1615\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_a = \rho_a(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1,1615\frac{Kg}{m^3}(\frac{6,67Pa}{97056,96Pa} + \frac{0,5K}{291,16K} + \frac{0,01\frac{J}{kg.K}}{287,00\frac{J}{kg.K}}) = 0,0021\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del aire ρ_a se expresa como:

Densidad del aire

$$\rho_a = 1,1615\ [Pa] \pm 0,0021\ [Pa]$$

6.8.2. Cálculo de la viscosidad del aire

Siendo :

- $\mu_0 = 1,7894\ \text{X}\ 10^{-5} Pa.S$
- $T_0 = 288,16K$

$$\mu_a = \mu_0.(\frac{T}{T_0})^{0,75} = 1,7894\ \text{X}\ 10^{-5}.(\frac{291,16}{288,16})^{0,75} = 1,8033\ \text{X}\ 10^{-5}\ [Pa.S]$$

$$\Delta\mu_a = \mu_a.0,75.(\frac{\Delta T}{T}) = 1,8033\ \text{X}\ 10^{-5}.0,75.(\frac{0,5}{291,16}) = 2,3226\ \text{X}\ 10^{-8}\ [Pa.S]$$

Densidad del aire

$$\mu_a = 1,8033\ X\ 10^{-5}\ [Pa.S] \pm 2,3226X10^{-8}\ [Pa.S]$$

6.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro

$$\frac{\rho_{Al}}{\rho_{Agua}} = 0,825 \pm 0,005$$

Densidad del alcohol

$$\rho_{Al} = 825\frac{Kg}{m^3} \pm 5\frac{Kg}{m^3}$$

6.8.4. Velocidad y número de Reynolds

Para la determinación de la velocidad y el número de Reynolds se hará uso del procedimiento usado en el informe técnico 4; se empleará el dato de presión total corregida con un ángulo del multimanómetro de 43° para ambas sondas.

Con la sonda pitot estática de nariz elíptica se logró registrar lo siguiente (la longitud de referencia en el cálculo del número de Reynolds es el diámetro de la sonda expresado en métros $l = 0{,}012m$):

- $v_1 = 25{,}43\frac{m}{s} \pm 0{,}85\frac{m}{s}$
- $Re_1 = 19655{,}26 \pm 799{,}33$

Con la sonda pitot estática de nariz esférica se logró registrar lo siguiente (la longitud de referencia en el cálculo del número de Reynolds es el diámetro de la sonda expresado en métros $l = 0{,}012m$):

- $v_2 = 24{,}14\frac{m}{s} \pm 0{,}88\frac{m}{s}$
- $Re_2 = 18658{,}20 \pm 817{,}27$

6.8.5. Errores

En lo que respecta a los cálculos de errores de presión y sus gráficas en función del ángulo de ataque se mostrarán en el Anexo A.

6.9. Conclusiones

Esta experiencia fue de gran utilidad ya que se pudo terminar de comprender bien lo visto en la parte teórica de la materia sobre el tema de sondas, sus errores y como estos se ven influenciados con la orientación o ángulo de ataque del dispositivo con respecto a la corriente libre.

Para el caso de la sonda con nariz elíptica, el ángulo de ataque admitido para tener errores de menos de 5 por ciento es desde los -12° a 10° y se obtuvieron los valores de:

- $v_1 = 25{,}43\frac{m}{s} \pm 0{,}85\frac{m}{s}$
- $Re_1 = 19655{,}26 \pm 799{,}33$

Para el caso de la sonda con nariz esférica, el ángulo de ataque admitido para tener errores de menos de 5 por ciento es desde los -8° a 16° y se obtuvieron los valores de:

- $v_2 = 24{,}14\frac{m}{s} \pm 0{,}88\frac{m}{s}$
- $Re_2 = 18658{,}20 \pm 817{,}27$

6.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Wikipedia. *Goniómetro.* https://es.wikipedia.org/wiki/Goni%C3%B3metro.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.

6.11. Anexo A: Tablas y gráficos

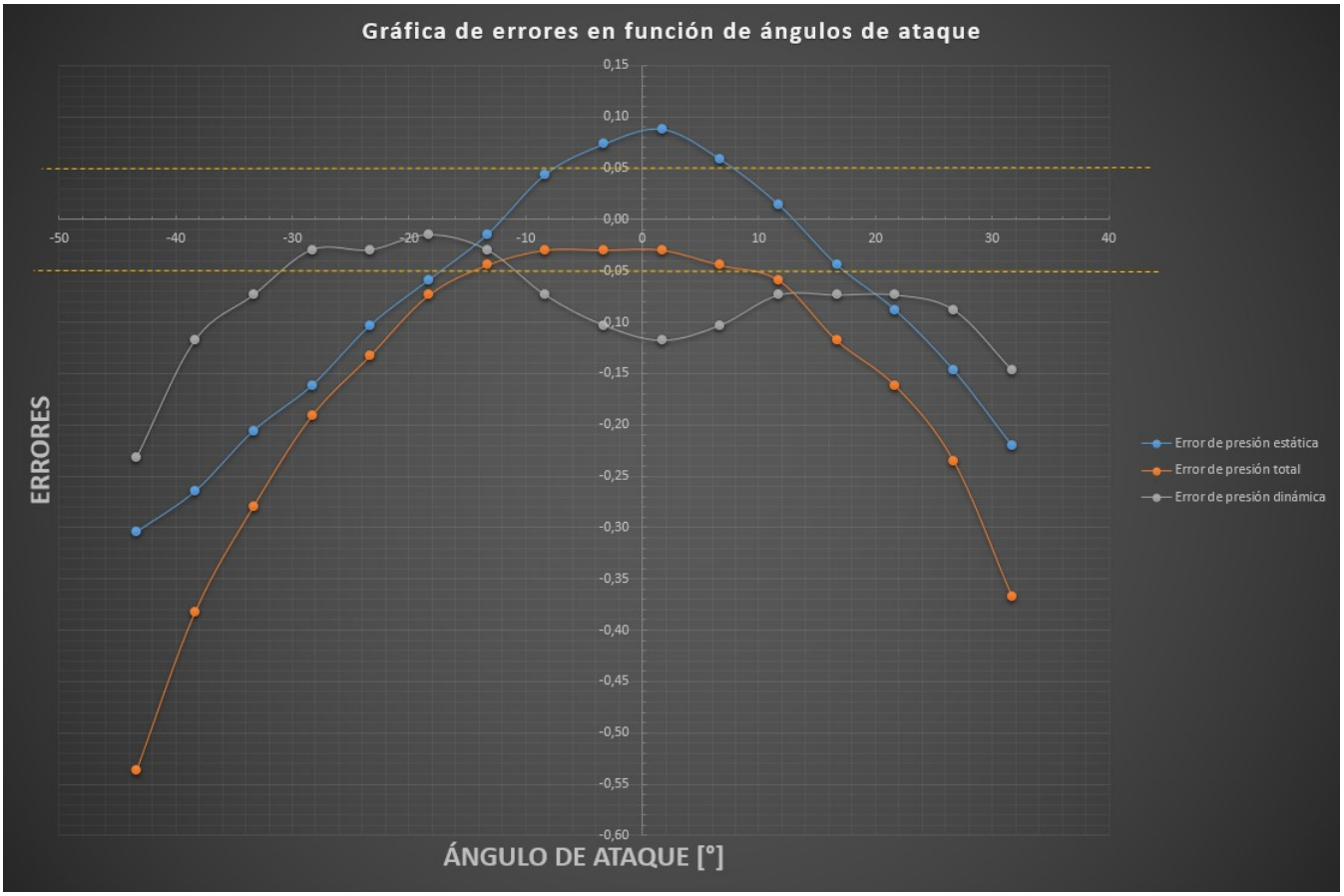


Figura 6.4: Gráfica para sonda de nariz elíptica

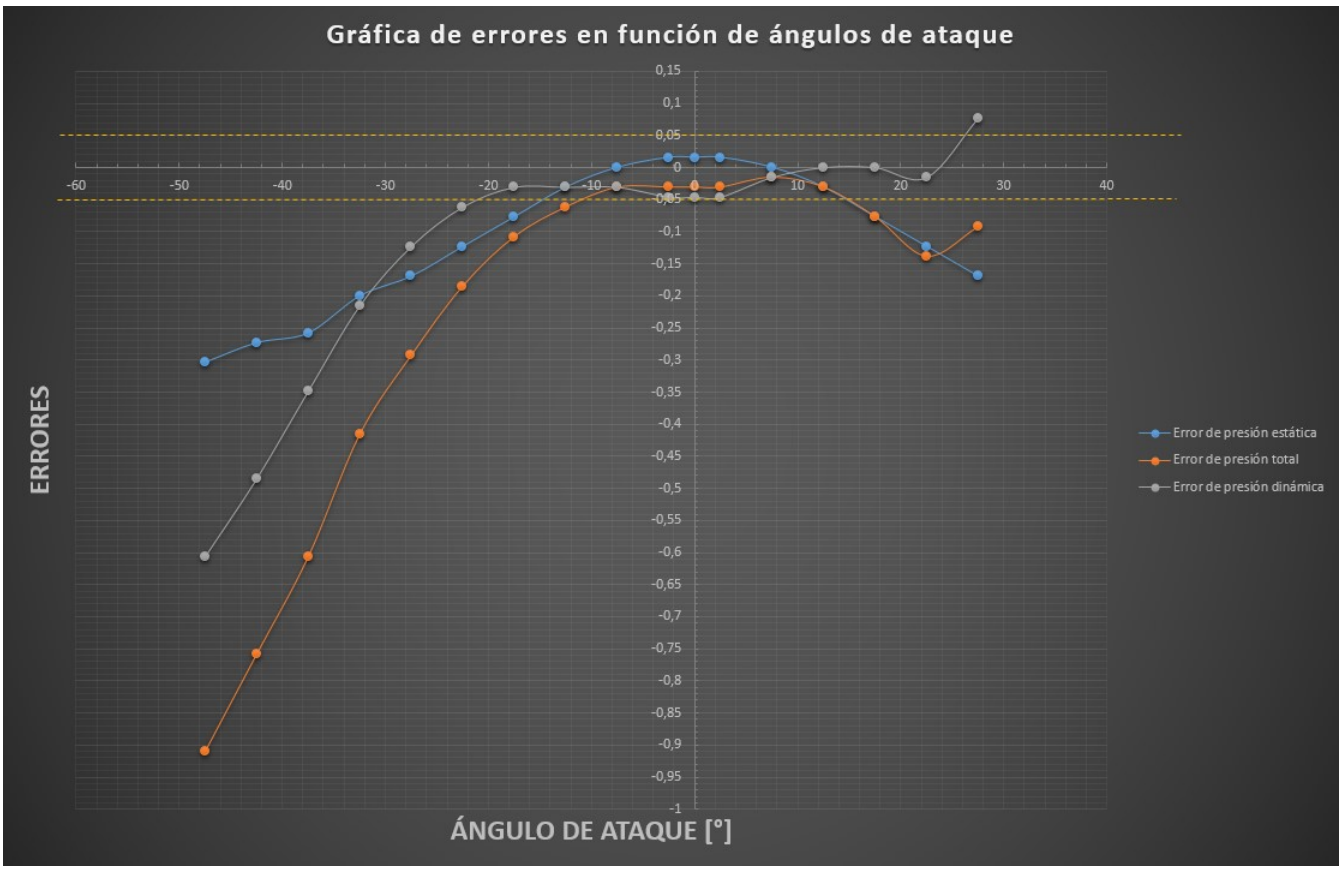


Figura 6.5: Gráfica de errores en función del ángulo de ataque para sonda de nariz esférica

SONDA DE NARIZ ELÍPTICA												
Ángulo [°]		**Ptr [mmAl]**		**Pes [mmAl]**		**Pts [mmAl]**		**Pr [mmAl]**		τ	η	ξ
Medido	**Corregido**	**Med.**	**Correg.**	**Med.**	**Correg.**	**Med.**	**Correg.**	**Med.**	**Correg.**	**Calculado**	**Calculado**	**Calculado**
$e_0 = 48,3$		$e_0 = 5$		**Error a cero = 5**		**Error a cero = 5**		$e_0 = 5$				
5	-43.3	74	69	-16	-21	37	32	5	0	-0.3043	-0.5362	-0.2319
10	-38.3	73	68	-13	-18	47	42	5	0	-0.2647	-0.3824	-0.1176
15	-33.3	73	68	-9	-14	54	49	5	0	-0.2059	-0.2794	-0.0735
20	-28.3	73	68	-6	-11	60	55	5	0	-0.1618	-0.1912	-0.0294
25	-23.3	73	68	-2	-7	64	59	5	0	-0.1029	-0.1324	-0.0294
30	-18.3	73	68	1	-4	68	63	5	0	-0.0588	-0.0735	-0.0147
35	-13.3	73	68	4	-1	70	65	5	0	-0.0147	-0.0441	-0.0294
40	-8.3	73	68	8	3	71	66	5	0	0.0441	-0.0294	-0.0735
45	-3.3	73	68	10	5	71	66	5	0	0.0735	-0.0294	-0.1029
50	1.7	73	68	11	6	71	66	5	0	0.0882	-0.0294	-0.1176
55	6.7	73	68	9	4	70	65	5	0	0.0588	-0.0441	-0.1029
60	11.7	73	68	6	1	69	64	5	0	0.0147	-0.0588	-0.0735
65	16.7	73	68	2	-3	65	60	5	0	-0.0441	-0.1176	-0.0735
70	21.7	73	68	-1	-6	62	57	5	0	-0.0882	-0.1618	-0.0735
75	26.7	73	68	-5	-10	57	52	5	0	-0.1471	-0.2353	-0.0882
80	31.7	73	68	-10	-15	48	43	5	0	-0.2206	-0.3676	-0.1471

Tabla 6.1: Tabla de la sonda de nariz elíptica

SONDA DE NARIZ ESFÉRICA												
Ángulo [°]		**Ptr [mmAl]**		**Pes [mmAl]**		**Pts [mmAl]**		**Pr [mmAl]**		τ	η	ξ
Medido	**Corregido**	**Med.**	**Correg.**	**Med.**	**Correg.**	**Med.**	**Correg.**	**Med.**	**Correg.**	**Calculado**	**Calculado**	**Calculado**
Error a cero = 47,5		**Error a cero = 8**		**Error a cero = 8**		**Error a cero = 8**		**Error a cero = 8**				
0	-47.5	73	66	-13	-20	13	6	7	-1	-0.3030	-0.9091	-0.6061
5	-42.5	73	66	-11	-18	23	16	7	-1	-0.2727	-0.7576	-0.4848
10	-37.5	73	66	-10	-17	33	26	7	-1	-0.2576	-0.6061	-0.3485
15	-32.5	72	65	-6	-13	45	38	7	-1	-0.2000	-0.4154	-0.2154
20	-27.5	72	65	-4	-11	53	46	7	-1	-0.1692	-0.2923	-0.1231
25	-22.5	72	65	-1	-8	60	53	7	-1	-0.1231	-0.1846	-0.0615
30	-17.5	72	65	2	-5	65	58	7	-1	-0.0769	-0.1077	-0.0308
35	-12.5	72	65	5	-2	68	61	7	-1	-0.0308	-0.0615	-0.0308
40	-7.5	72	65	7	0	70	63	7	-1	0.0000	-0.0308	-0.0308
45	-2.5	72	65	8	1	70	63	7	-1	0.0154	-0.0308	-0.0462
47.5	0	72	65	8	1	70	63	7	-1	0.0154	-0.0308	-0.0462
50	2.5	72	65	8	1	70	63	7	-1	0.0154	-0.0308	-0.0462
55	7.5	72	65	7	0	71	64	7	-1	0.0000	-0.0154	-0.0154
60	12.5	72	65	5	-2	70	63	7	-1	-0.0308	-0.0308	0.0000
65	17.5	72	65	2	-5	67	60	7	-1	-0.0769	-0.0769	0.0000
70	22.5	72	65	-1	-8	63	56	7	-1	-0.1231	-0.1385	-0.0154
75	27.5	72	65	-4	-11	66	59	7	-1	-0.1692	-0.0923	0.0769

Tabla 6.2: Gráfica de errores en función del ángulo de ataque para sonda de nariz esférica

Capítulo 7

Determinación de la cámara de ensayos de un túnel de viento

7.1. Resumen

Los túneles de viento son herramientas fundamentales en el estudio de la aerodinámica, gracias a ellos nos es posible ensayar modelos y poder obtener resultados reales de estos; en la experiencia de laboratorio dada a conocer por medio de este informe técnico se determinará la cámara de ensayos de un túnel de viento con cámara abierta, por medio del uso de dispositivos ya tratados en experiencias anteriores (como ser el multimanómentro, las sondas de presión, etc) el cual le pertenece al laboratorio de aeronáutica de la Facultad de Ciencias Exáctas, Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba. Se tuvieron en cuenta los errores asociados a los dispositivos para determinar con buena aproximación la cámara de ensayos.

Palabras clave: túneles de viento, aerodinámica, cámara de ensayos, cámara abierta, errores.

Wind tunnels are fundamental tools in the study of aerodynamics, thanks to them it is possible to test models and be able to obtain real results from them; In the laboratory experience released through this technical report, the test chamber of an open-chamber wind tunnel will be determined, through the use of devices already treated in previous experiences (such as the multimanometer, pressure probes , etc.) which belongs to the aeronautical laboratory of the Faculty of Exact, Physical and Natural Sciences of the National University of Córdoba. The errors associated with the devices were taken into account to determine the test chamber with a good approximation.

Keywords: wind tunnels, aerodynamics, test chamber, open chamber, errors.

7.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

α	Ángulo del multimanómetro [°]
ρ_a	Densidad del aire [$\frac{Kg}{m^3}$]
ρ_{Al}	Densidad del alcohol [$\frac{Kg}{m^3}$]
P	Presión [Pa]
T	Temperatura [K]
V_s	Velocidad de referencia [$\frac{m}{s}$]
V_p	Velocidad medida por sonda móvil [$\frac{m}{s}$]
μ_a	Viscosidad dinámica del aire [$Pa.S$]
R_e	Número de Reynolds [$Adimensional$]
R_{em}	Número de Reynolds por unidad de longitud [$\frac{1}{m}$]
P_r	Presión estática de referencia [$mmAl$]
P_s	Presión total medida por la sonda móvil [$mmAl$]
P_t	Presión total de referencia [$mmAl$]
P_{tl}	Presión total de la sonda fija leída [$mmAl$]
P_{tc}	Presión total de la sonda fija leída corregida [$mmAl$]
P_{tsl}	Presión total de la sonda móvil leída [$mmAl$]
P_{tsc}	Presión total de la sonda móvil leída corregida [$mmAl$]
e_{01}	Error a cero de la sonda fija [$mmAl$]
e_{02}	Error a cero de la sonda móvil [$mmAl$]
e_s	Error a cero por desalineación [$mmAl$]

7.2.1. Constantes

g	Aceleración debida a la gravedad [$9,806\frac{m}{S^2}$]
R_a	Constante del aire [$287,00\frac{J}{Kg.K}$]
μ_0	Densidad del aire a T_{MSL} [$1,7894X10^{-5}Pa.S$]

7.2.2. Equivalencias

- $1\ mmHg = 133,32\ Pa$
- $T(K) = T(°C) + 273,16K$

7.3. Introducción

Los túneles de viento son herramientas fundamentales en lo que respecta a la aerodinámica, nos permiten trabajar sobre modelos, los cuales de cumplir ciertas condiciones de similitud nos permiten obtener mediante extrapolaciones resultados reales del comportamiento del modelo real. Estos ensayos y estudios se realizan en una región muy especial, la *cámara de ensayos*. Región que se determinará en esta experiencia.

7.4. Objetivo

El objetivo que tiene esta experiencia de laboratorio es la de determinar la zona de trabajo de un túnel subsnico a cámara abierta.

7.5. Fundamentación teórica

7.5.1. Área de la cámara de ensayos

La cámara de ensayos es el elemento central de un túnel de viento y su importancia es tal que a partir de ella se dimensionará el resto del túnel de viento, se ubica a continuación del convergente y es en este espacio donde se llevan a cabo los ensayos aerodinámicos, la calidad de estos ensayos dependerá directamente de las características del flujo que circula dentro de la misma; se requiere que este flujo sea rectilíneo, estacionario y uniforme de modo de poder recrear las condiciones reales mediante la modelización experimental. Las dimensiones de esta y la velocidad del flujo son los parámetros que definen el túnel de viento, ya que estas características indican la capacidad del túnel de alcanzar determinadas condiciones de similitud. En esta experiencia se trabajará sobre la cámara de ensayos abierta del túnel T01.

Para poder determinar la región que comprende a la cámara de ensayos basta con conocer el volumen donde la velocidad se mantiene constante, se hará mediante una relación de velocidades, una medida desde una sonda fija al túnel (estando esta en una posición tal que se asegure que este dentro de la cámara de ensayos) y otra velocidad medida con una sonda móvil desplazándose en el área de nuestro interés; este criterio estará dado por:

$$\blacktriangleright \quad \boxed{\frac{V_s}{V_t} \geq 0{,}98}$$

Si se tratara de un caso ideal, la relación debería ser 1 pero se toma el 0.98 para contemplar los errores debido a las mediciones y perturbaciones. Al cumplir la condición y verificar la relación se estará en el volumen de la cámara de ensayos.

Las velocidades dadas las condiciones del flujo y como se vio en las experiencias de laboratorio pasadas se puede determinar mediante la ecuación de Bernoulli. Tomando la relación definida anteriormente se tiene:

$$\frac{V_s}{V_t} = \frac{\sqrt{\frac{2P_s}{\rho}}}{\sqrt{\frac{2P_t}{\rho}}} = \sqrt{\frac{P_s}{P_t}}$$

Si se iguala con la expresión anterior se obtiene:

$$\blacktriangleright \quad \boxed{\sqrt{\frac{P_s}{P_t}} \geq 0{,}98}$$

Será mas práctico realizar la comprobación mediante la expresión número 2, ya que es mas simple la determinación de las presiones y me ahorro el cálculo de las velocidades.

7.5.2. Correcciones por errores de desalineación

Con ambas sondas teóricamente se debe poder registrar la misma presión pero debido a la desviación producida por el mecanismo que le permite a la sonda móvil desplazarse esto no ocurre, este problema se soluciona aplicando algunas correcciones. Se tendrá en cuenta que la sonda fija mide correctamente la presión y que la sonda móvil tiene un error:

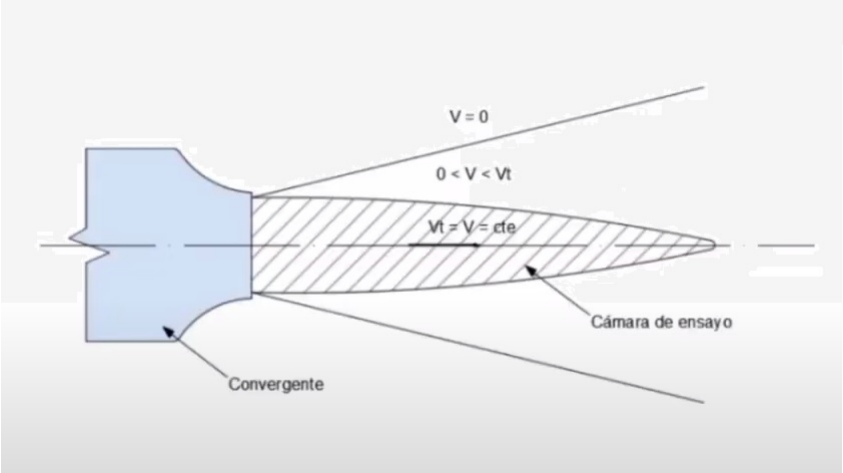


Figura 7.1: Representación del área de la cámara de ensayos.

Sonda fija

$$Pt_c = Pt_l - (e_{01} + P_c)$$

Sonda móvil

$$P_{tsc} = P_{tsl} - (e_{02} + P_c + e_s)$$

Igualando las dos expresiones anteriores se despeja e_s y queda:

$$e_s = P_{tsc} - P_{tc}$$

El valor de e_s se asume como una constante, se incluyen en ella errores de desalineación y errores inherentes a la sonda.

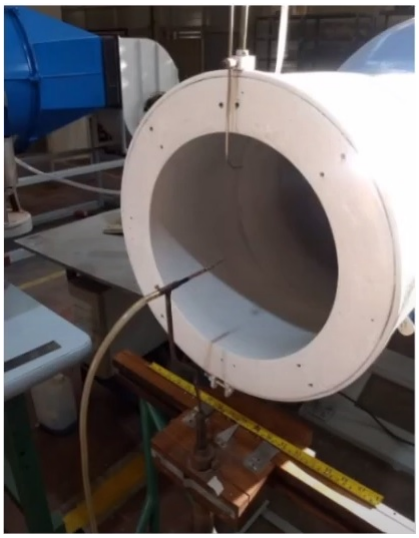


Figura 7.2: Fotografía de la sonda fija al túnel.

7.6. Materiales

7.6.1. Multimanómetro

Ver en el informe técnico número 4.

7.6.2. Termómetro y barómetro

Ver en el informe técnico número 1.

7.6.3. Túnel de viento T01

Ver en el informe técnico número 3.

7.6.4. Sonda de presión total

Ver en el informe técnico número 2.

7.6.5. Soporte móvil

Base que permitirá el desplazamiento de la sonda para tomar las mediciones a lo largo de distintos puntos transversalmente respecto del eje longitudinal del túnel de viento.

7.7. Métodos

Los pasos para llevar a cabo la experiencia son:

1. Llenar con alcohol el multimanómetro quitando las burbujas.
2. Colocar la sonda sobre la guía.
3. Medir los errores a cero en los diversos conductos del multimanómetro.
4. Colocar la guía de la sonda en el primer plano de medición, a 0 cm del divergente del túnel.
5. Poner en funcionamiento el túnel y fijar la velocidad de la corriente de tal forma que la presión total del túnel sea igual a 30 mm de columna de alcohol.
6. Efectuar un barrido con la sonda, desde derecha a izquierda, relevando las presiones totales en el plano. Para cada una de estas mediciones relevar la presión total del túnel.
7. Repetir estas mediciones para los planos ubicados a 40 cm y 80 cm del divergente.
8. Con los valores medidos calcular la distribución de velocidades en cada plano y adimensionalizar respecto de la velocidad del túnel, V_∞.
9. Unir los primeros puntos de cada plano que lleguen a la relación $V/V_\infty = 0{,}98$.
10. Graficar en vista en planta a escala adecuada la zona de trabajo del túnel de viento. Calcular el número de Reynolds por metro del ensayo.
11. Extraer conclusiones.

7.7.1. Instalación

Para el ensayo se utilizará el túnel T01, el multimanómetro y una sonda de presión total capaz de deslizar sobre una guía con apreciación de 1 *Cm*.

Figura 7.3: Fotografía de la instalación. (Precisada por compañero del curso 2019)

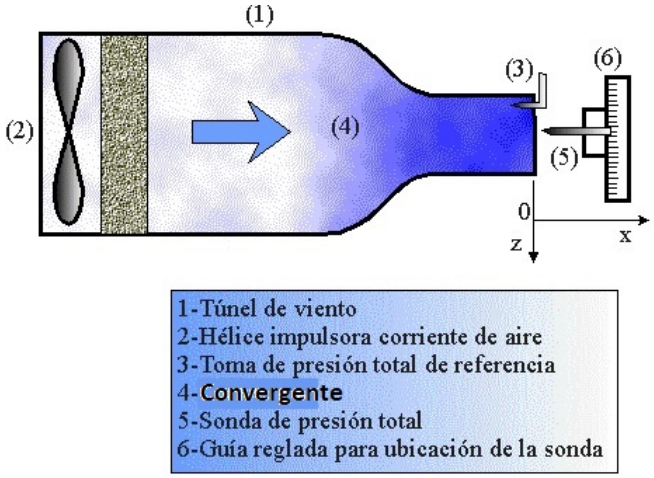


Figura 7.4: Esquema de la instalación.

7.8. Resultados

7.8.1. Densidad del aire

Para calcular la densidad del aire y su incertidumbre asociada se utilizará lo desarrollado en el informe técnico número 1. Los datos atmosféricos con los que se cuenta son los siguientes:

- $T_i = T_f = 21{,}5°C = 294{,}66K$
- $P_i = P_f = 718{,}20mmHg = 95750{,}42Pa$

Dado que las condiciones atmosféricas se mantienen iguales tanto al inicio como al final, no será necesario sacar densidad promedio.

$$\rho_a = \frac{P}{R_a T} = \frac{95750{,}42Pa}{287{,}00\frac{J}{kg.K}294{,}66K} = 1{,}1322\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_a = \rho_a(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1322\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{95750{,}42Pa} + \frac{0{,}5K}{294{,}66K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) = 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del aire ρ_a se expresa como:

Densidad del aire

$$\rho_a = 1,1322\ [Pa] \pm 0{,}0020\ [Pa]$$

7.8.2. Viscosidad del aire

Siendo :

- $\mu_0 = 1,7894\ \text{X}\ 10^{-5} Pa.S$
- $T_0 = 288{,}16K$

$$\mu_a = \mu_0.(\frac{T}{T_0})^{0{,}75} = 1,7894\ \text{X}\ 10^{-5}.(\frac{294{,}66}{288{,}16})^{0{,}75} = 1{,}8196\ \text{X}\ 10^{-5}\ [Pa.S]$$

$$\Delta\mu_a = \mu_a.0{,}75.(\frac{\Delta T}{T}) = 1{,}8196\ \text{X}\ 10^{-5}.0{,}75.(\frac{0{,}5}{294{,}66}) = 2{,}3157\ \text{X}\ 10^{-8}\ [Pa.S]$$

Viscosidad del aire

$$\mu_a = 1{,}8196\ X\ 10^{-5}\ [Pa.S] \pm 2{,}3157X10^{-8}\ [Pa.S]$$

7.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro

$$\frac{\rho_{Al}}{\rho_{Agua}} = 0{,}840 \pm 0{,}005$$

Viscosidad del aire

$$\rho_{Al} = 840\ [\frac{Kg}{m^3}] \pm 5\ [\frac{Kg}{m^3}]$$

7.8.4. Error de la sonda e_s

Para determinar e_s se tienen los siguientes datos:

Determinación de error e_s					
Pr	**Ptt**	**Pts**	**Pr**	**Ptt**	**Pts**
[mmAl]	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**	**[mmAl]**
$e_0 = 1$	$e_0 = 1$	$e_0 = 1$	////////	////////	////////
Leído	**Leído**	**Leído**	**Calculado**	**Calculado**	**Calculado**
1	64	62	0	63	61
0	64	62	-1	64	62
0	64	62	-1	64	62
PROMEDIO				63.67	61.67

Tabla 7.1: Lecturas para determinar e_s

Aplicando la expresión matemática expresada en la parte teórica:

$$e_s = 61{,}67mmAl - 63{,}67mmAl$$

$$\blacktriangleright \quad \boxed{e_s = -2\ [mmAl]}$$

Se comprueba por ejemplo tomando la primera fila que:

$$P_{ttc} = P_{tt} - (e_0 + P_{rc}) = 64 - (1 - 0) = 63mmAl$$
$$P_{tsc} = P_{ts} - (e_0 + P_{rc} + e_s) = 62 - (1 + 0 - 2) = 63mmAl$$

7.8.5. Velocidad

Para calcular la velocidad se toma primero un promedio de todas las presiones totales registradas por medio de la sonda fija, este valor es de $62,70mmAl$.

$$P_0 = \frac{P_{tsc}.Sen(\alpha).g.\rho_{Al}}{1000} = 62{,}70.Sen(45{,}5).0{,}840.9{,}806 = 368{,}37Pa$$

Ahora aplicando la fórmula empleada en informes anteriores (cómo en el Informe Técnico N°4).

$$V = \sqrt{\frac{2P_0}{\rho_a}} = \sqrt{\frac{736{,}74}{1{,}1322}}$$

$$\blacktriangleright \quad \boxed{V = 25{,}51\ \frac{m}{s}}$$

7.8.6. Reynolds por unidad de longitud Rem

Una vez determinada la velocidad es posible obtener el valor del Reynolds por unidad de longitud o Reynolds por metro; aplicando la fórmula usada en el Informe Técnico N° 4:

$$R_{em} = \frac{\rho_a . V}{\mu_a} = \frac{28{,}882422}{1{,}8196X10^{-5}}$$

$$\blacktriangleright \quad R_{em} = 1587295{,}12 \ \frac{1}{m}$$

7.8.7. Determinación de la cámara de ensayos

Se realizará por medio de cálculos hechos en tablas, las cuales se adjuntan en el Anexo A, B, C, D y E.

7.9. Conclusiones

La cámara de ensayos es la parte fundamental de todo túnel de viento, en ella se requieren que se cumplan ciertas condiciones como ya se vieron en la parte teórica (principalmente que la velocidad sea uniforme), se determinó la velocidad promedio de la corriente durante el ensayo y el número de Reynolds por unidad de longitud de la corriente estos valores son:

$$\blacktriangleright \quad V = 25{,}51 \ \frac{m}{s}$$

$$\blacktriangleright \quad R_{em} = 1587295{,}12 \ \frac{1}{m}$$

Se si observan los resultados obtenidos por medio de las tablas y sus gráficos adjuntos se apreciará una falta de simetría la cual está seguramente relacionada con errores en las mediciones tomadas. Sin embargo se puede extraer lo siguiente:

- Para X = 0 Cm; la cámara tiene un diámetro de aproximadamente 30 Cm.
- Para X = 50 Cm; la cámara presenta un diámetro aproximado de 20 Cm.
- Para X = 100 Cm; la cámara presenta un diámetro de 14 Cm.
- Para X = 150 Cm; la cámara presenta un diámetro de 0 Cm, observando la gráfica sabemos que esta se cierra un poco antes de los 150 Cm.

Se puede tomar la curva naranja del Anexo E; pese a los errores de medición presentes se puede aproximar la longitud de la cámara.

$$y = 0{,}13x - 14{,}17$$

Cuando y vale 0 se tiene:

$$0 = 0{,}13x - 14{,}17$$
$$x = \frac{14{,}17}{0{,}13}$$

► $X = 109\ cm$

La cámara de ensayos según los datos proporcionados para la realización del ensayo arrojan de que la cámara tiene una longitud aproximada de $109Cm$.

7.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.

7.11. Anexo A: X = 0 Cm

Valores para $X = 0\ cm$								
Distancia en Y		**Presión de referencia**		**Ptt**		**Pts**		**Vs/vt**
Leído	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Calc.**
$e_0 = 149,50$		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		
170	20.5	0	-1	64	64	1	3	0.2165
169	19.5	0	-1	64	64	1	3	0.2165
168	18.5	0	-1	64	64	1	3	0.2165
167	17.5	0	-1	64	64	1	3	0.2165
166	16.5	0	-1	64	64	1	3	0.2165
165	15.5	0	-1	64	64	0	2	0.1768
164	14.5	0	-1	64	64	43	45	0.8385
163	13.5	0	-1	64	64	64	66	1.0155
162	12.5	0	-1	64	64	65	67	1.0232
161	11.5	0	-1	64	64	64	66	1.0155
160	10.5	0	-1	63	63	63	65	1.0157
158	8.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
156	6.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
154	4.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
152	2.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
150	0.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
148	-1.5	0	-1	63	63	61	63	1.0000
146	-3.5	0	-1	63	63	61	63	1.0000
144	-5.5	0	-1	63	63	61	63	1.0000
142	-7.5	0	-1	63	63	61	63	1.0000
140	-9.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
139	-10.5	0	-1	64	64	62	64	1.0000
138	-11.5	0	-1	63	63	62	64	1.0079
137	-12.5	0	-1	63	63	63	65	1.0157
136	-13.5	0	-1	63	63	63	65	1.0157
135	-14.5	0	-1	63	63	59	61	0.9840
134	-15.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782
133	-16.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782
132	-17.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782
131	-18.5	0	-1	64	64	0	2	0.1768
130	-19.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782

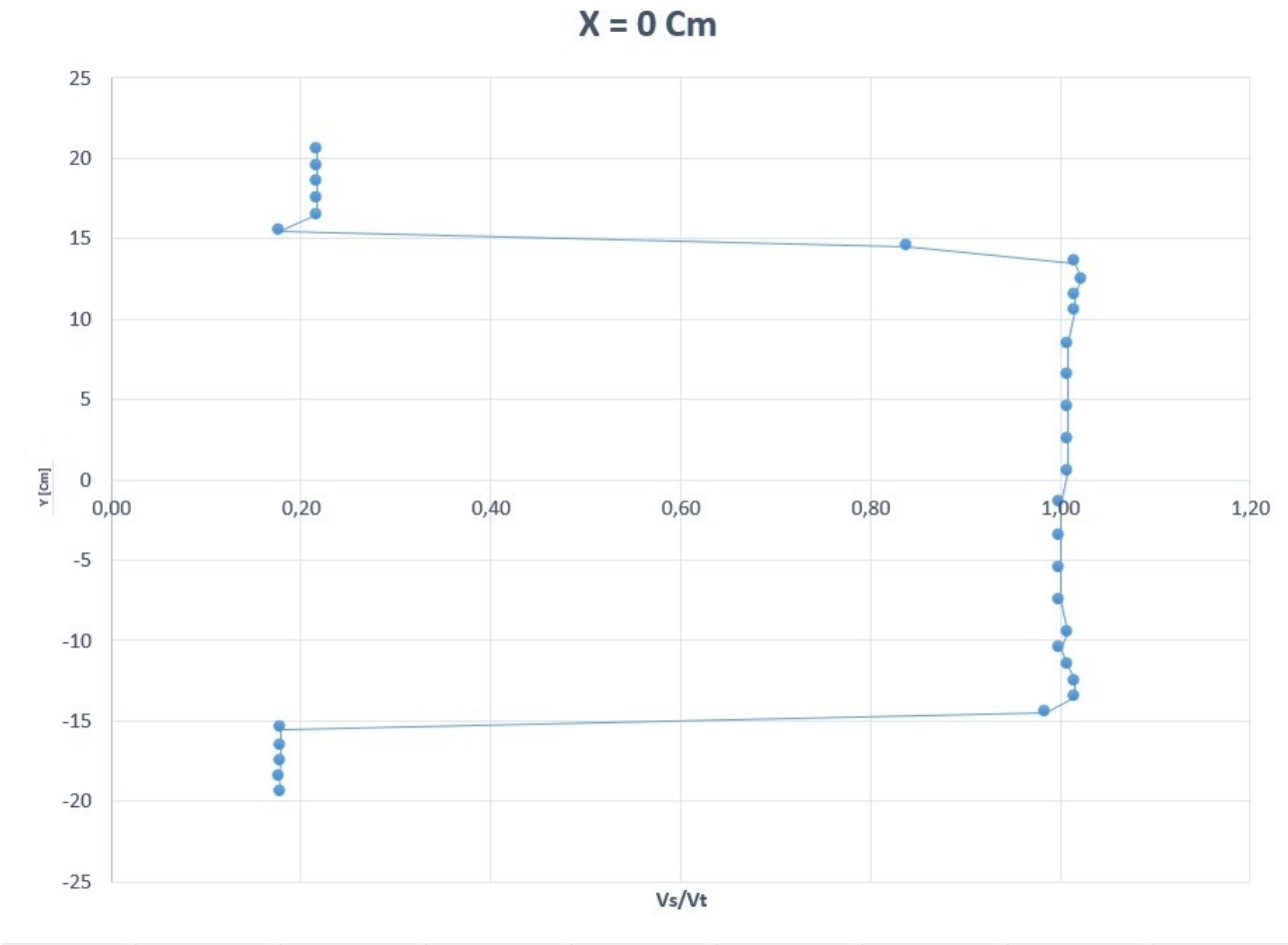


Figura 7.5: Gráfica de Y en función de la relación Vs/Vt para X = 0 Cm

7.12. Anexo B: X = 50 Cm

Valores para $X = 50\ cm$								
Distancia en Y		**Presión de referencia**		**Ptt**		**Pts**		**Vs/vt**
Leído	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Calc.**
$e_0 = 149,50$		**e_0 = 1**		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		
170	20.5	0	-1	63	63	8	10	0.3984
169	19.5	0	-1	63	63	12	14	0.4714
168	18.5	0	-1	63	63	15	17	0.5195
167	17.5	0	-1	63	63	25	27	0.6547
166	16.5	1	0	63	62	35	36	0.7620
165	15.5	1	0	63	62	44	45	0.8519
164	14.5	1	0	63	62	56	57	0.9588
163	13.5	1	0	62	61	58	59	0.9835
162	12.5	1	0	62	61	60	61	1.0000
161	11.5	1	0	62	61	59	60	0.9918
160	10.5	1	0	63	62	59	60	0.9837
158	8.5	1	0	63	62	61	62	1.0000
156	6.5	1	0	63	62	61	62	1.0000
154	4.5	1	0	63	62	61	62	1.0000
152	2.5	1	0	63	62	61	62	1.0000
150	0.5	1	0	63	62	61	62	1.0000
148	-1.5	1	0	63	62	61	62	1.0000
146	-3.5	1	0	62	61	61	62	1.0082
144	-5.5	1	0	62	61	60	61	1.0000
142	-7.5	1	0	63	62	55	56	0.9504
140	-9.5	1	0	63	62	50	51	0.9070
139	-10.5	1	0	63	62	48	49	0.8890
138	-11.5	1	0	63	62	33	34	0.7405
137	-12.5	1	0	63	62	14	15	0.4919
136	-13.5	1	0	63	62	9	10	0.4016
135	-14.5	1	0	63	62	5	6	0.3111
134	-15.5	1	0	63	62	3	4	0.2540
133	-16.5	1	0	62	61	1	2	0.1811
132	-17.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782
131	-18.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782
130	-19.5	0	-1	63	63	0	2	0.1782

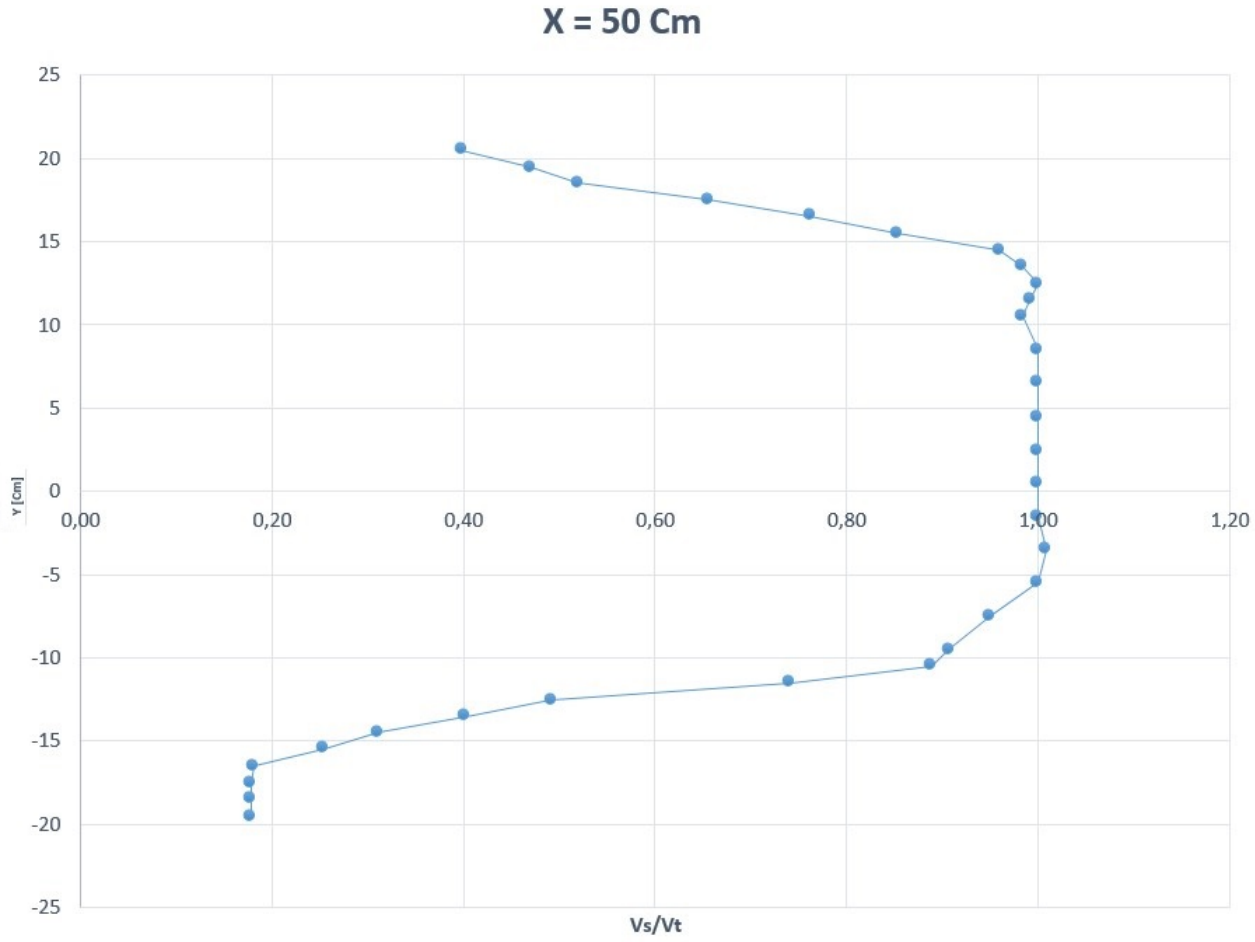


Figura 7.6: Gráfica de Y en función de la relación Vs/Vt para X = 50 Cm

7.13. Anexo C: X = 100 Cm

Valores para $X = 100\ cm$								
Distancia en Y		**Presión de referencia**		**Ptt**		**Pts**		**Vs/vt**
Leído	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Calculado**
$e_0 = 149,50$		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		
170	20.5	0	-1	63	63	10	12	0.4364
169	19.5	0	-1	63	63	15	17	0.5195
168	18.5	0	-1	63	63	18	20	0.5634
167	17.5	0	-1	63	63	22	24	0.6172
166	16.5	0	-1	63	63	27	29	0.6785
165	15.5	0	-1	62	62	32	34	0.7405
164	14.5	0	-1	63	63	44	46	0.8545
163	13.5	0	-1	63	63	41	43	0.8262
162	12.5	0	-1	63	63	47	49	0.8819
161	11.5	0	-1	62	62	50	52	0.9158
160	10.5	0	-1	62	62	53	55	0.9419
158	8.5	0	-1	63	63	59	61	0.9840
156	6.5	0	-1	62	62	60	62	1.0000
154	4.5	0	-1	63	63	61	63	1.0000
152	2.5	0	-1	62	62	61	63	1.0080
150	0.5	0	-1	62	62	61	63	1.0080
148	-1.5	0	-1	63	63	60	62	0.9920
146	-3.5	0	-1	63	63	57	59	0.9677
144	-5.5	0	-1	63	63	49	51	0.8997
142	-7.5	0	-1	63	63	42	44	0.8357
140	-9.5	0	-1	63	63	31	33	0.7237
139	-10.5	0	-1	63	63	24	26	0.6424
138	-11.5	0	-1	63	63	22	24	0.6172
137	-12.5	0	-1	63	63	16	18	0.5345
136	-13.5	0	-1	63	63	12	14	0.4714
135	-14.5	0	-1	63	63	10	12	0.4364
134	-15.5	0	-1	63	63	7	9	0.3780
133	-16.5	0	-1	63	63	5	7	0.3333
132	-17.5	0	-1	63	63	3	5	0.2817
131	-18.5	0	-1	63	63	3	5	0.2817
130	-19.5	0	-1	62	62	2	4	0.2540

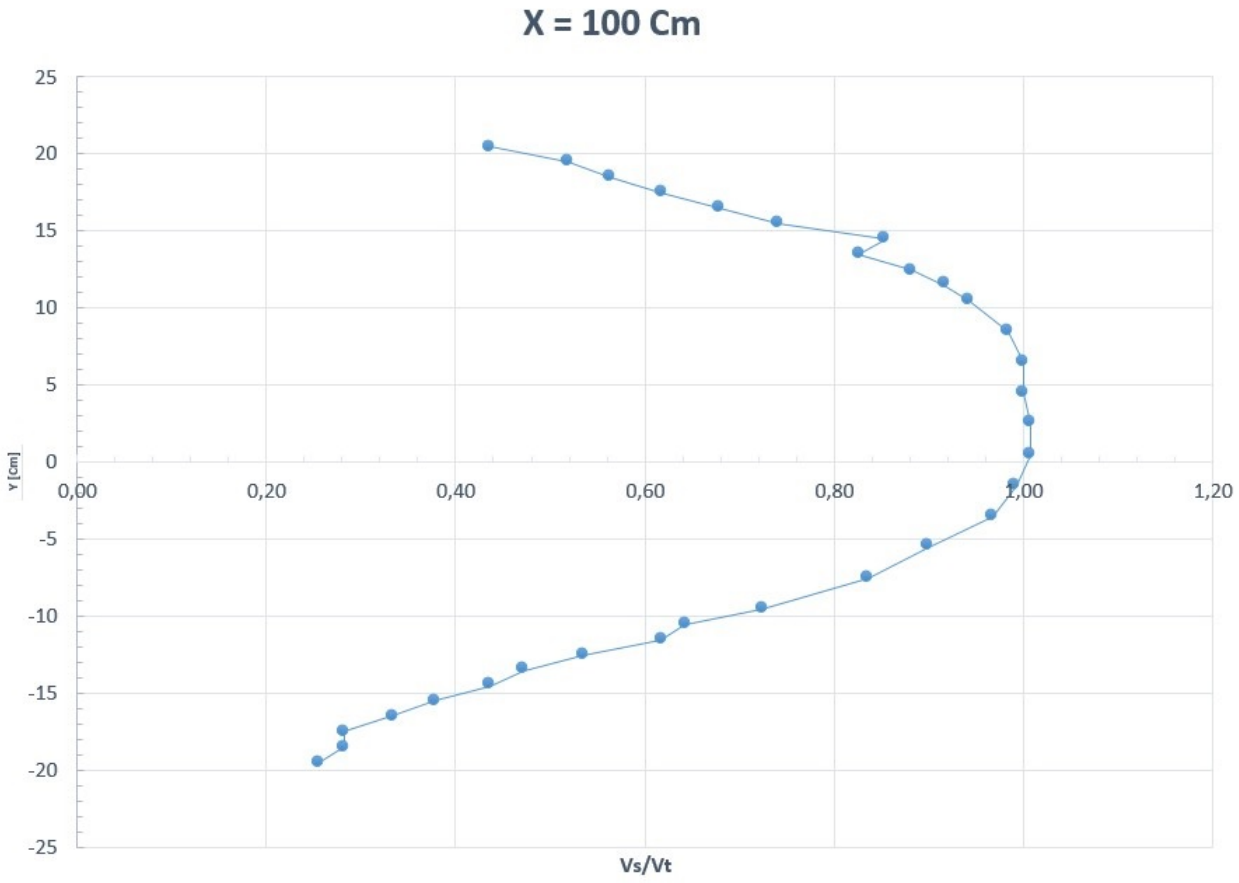


Figura 7.7: Gráfica de Y en función de la relación Vs/Vt para X = 100 Cm

Anexo D: X = 150 Cm

Valores para $X = 150\ cm$								
Distancia en Y		**Presión de referencia**		**Ptt**		**Pts**		**Vs/vt**
Leído	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Leído**	**Corregido**	**Calculado**
$e_0 = 149,50$		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		$e_0 = 1$		
170	20.5	0	-1	63	63	10	12	0.4364
169	19.5	0	-1	63	63	13	15	0.4880
168	18.5	0	-1	63	63	15	17	0.5195
167	17.5	0	-1	63	63	18	20	0.5634
166	16.5	0	-1	63	63	20	22	0.5909
165	15.5	0	-1	62	62	23	25	0.6350
164	14.5	0	-1	63	63	27	29	0.6785
163	13.5	0	-1	63	63	30	32	0.7127
162	12.5	0	-1	62	62	26	28	0.6720
161	11.5	0	-1	62	62	34	36	0.7620
160	10.5	0	-1	63	63	43	45	0.8452
158	8.5	0	-1	62	62	48	50	0.8980
156	6.5	0	-1	62	62	56	58	0.9672
154	4.5	0	-1	62	62	55	57	0.9588
152	2.5	0	-1	62	62	55	57	0.9588
150	0.5	0	-1	62	62	55	57	0.9588
148	-1.5	0	-1	62	62	50	52	0.9158
146	-3.5	0	-1	62	62	42	44	0.8424
144	-5.5	0	-1	62	62	38	40	0.8032
142	-7.5	0	-1	63	63	39	41	0.8067
140	-9.5	0	-1	62	62	25	27	0.6599
139	-10.5	0	-1	63	63	28	30	0.6901
138	-11.5	0	-1	63	63	17	19	0.5492
137	-12.5	0	-1	63	63	15	17	0.5195
136	-13.5	0	-1	63	63	12	14	0.4714
135	-14.5	0	-1	63	63	10	12	0.4364
134	-15.5	0	-1	63	63	10	12	0.4364
133	-16.5	0	-1	63	63	9	11	0.4179
132	-17.5	0	-1	63	63	7	9	0.3780
131	-18.5	0	-1	63	63	5	7	0.3333
130	-19.5	0	-1	63	63	3	5	0.2817

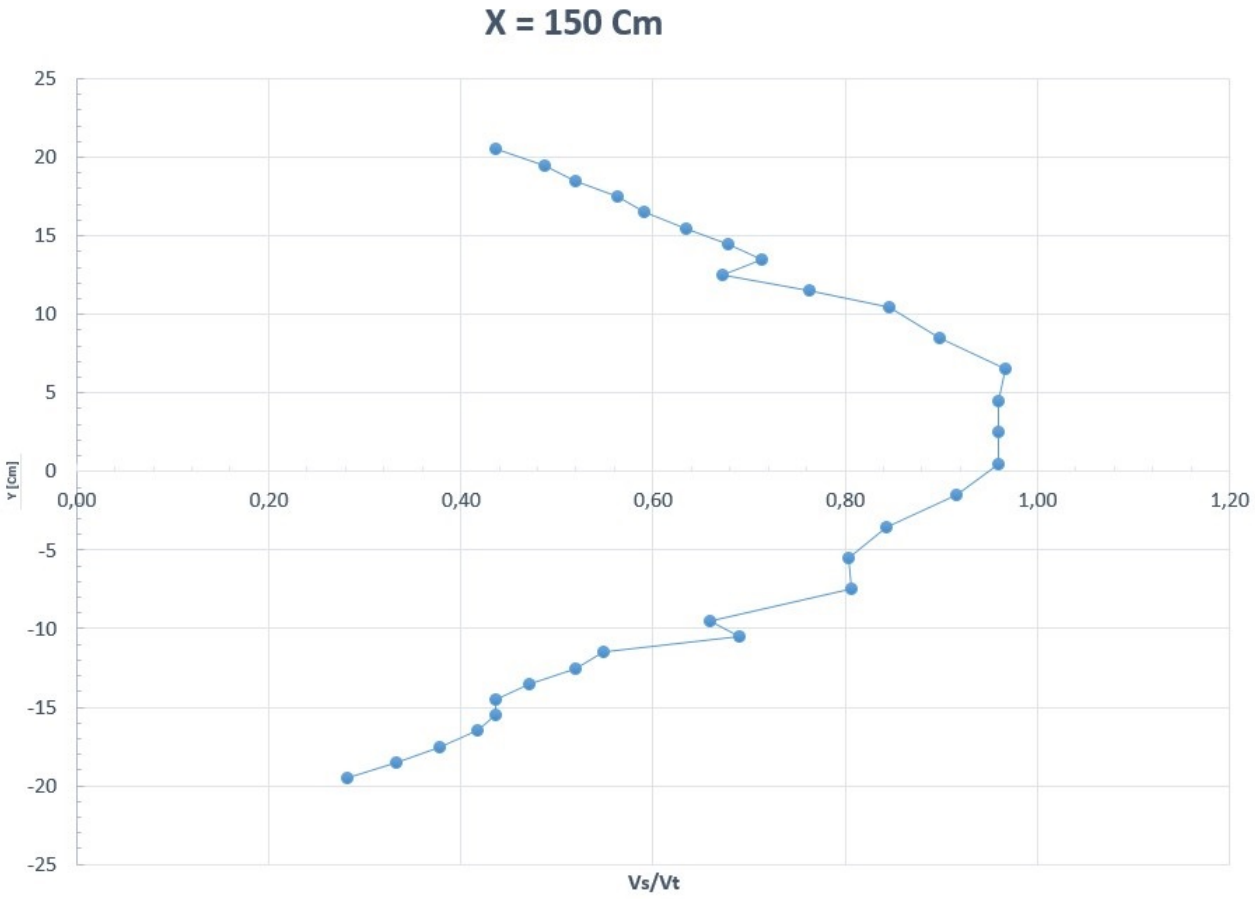


Figura 7.8: Gráfica de Y en función de la relación Vs/Vt para X = 150 Cm

7.14. Anexo E: Cámara de ensayos

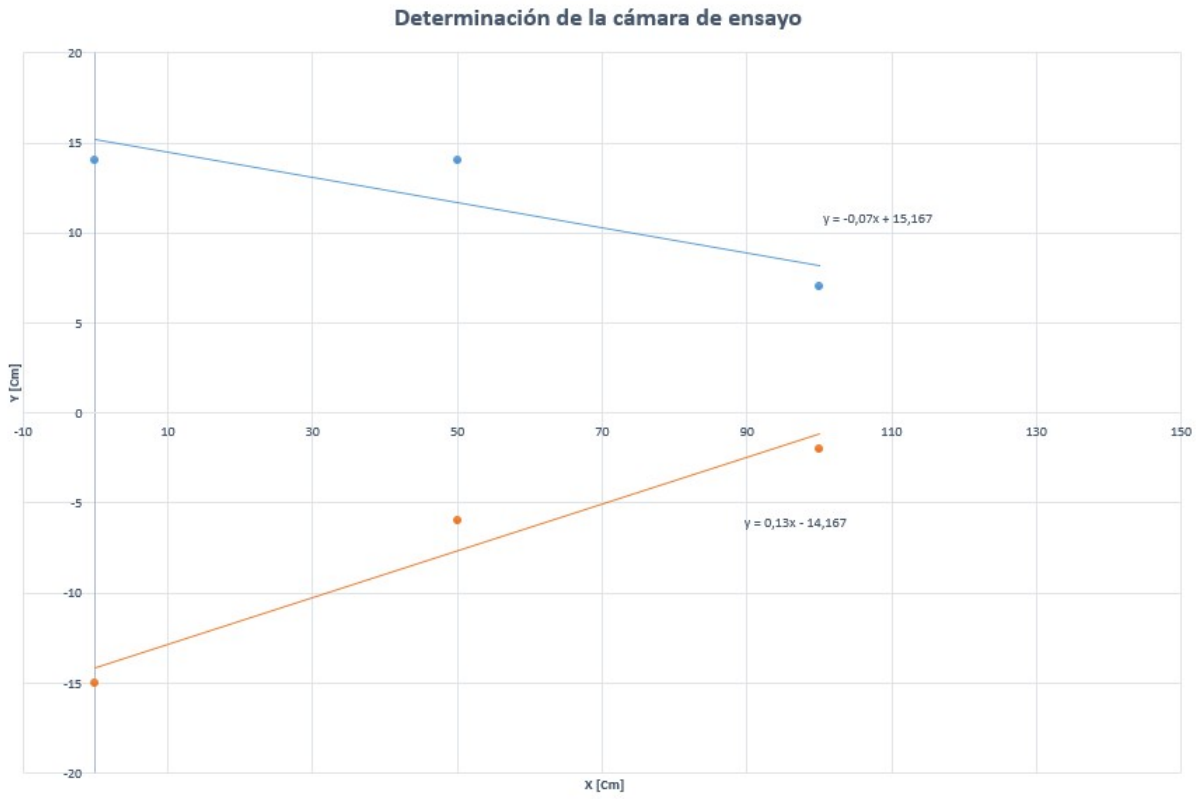


Figura 7.9: Determinación de la cámara de ensayos.

Capítulo 8

Relevamiento de presiones en las paredes de un túnel de viento

8.1. Resumen

En la experiencia de laboratorio descripta por medio de este informe técnico se realizó un relevamiento de las distintas partes de un túnel de viento de cámara de ensayos cerrada para un régimen flujo de tipo bajo subsónico (en este caso el T06 descripto en el Informe Técnico N°3) con el fin de determinar adecuadamente sus dimensiones por medio de las mediciones de presión estática en las paredes de dicho túnel. Se estudiarán en detalle su convergente, se realizará un análisis sobre la correcta construcción del mismo y se compararán los resultados experimentales obtenidos durante el ensayo con los teóricos que deberían tener estos elementos.

Palabras clave: relevamiento, dimensiones, presión estática, convergente.

In the laboratory experience described by means of this technical report, a survey was made of the different parts of a closed test chamber wind tunnel for a low-flow subsonic flow regime (in this case, T06 described in Technical Report N ° 3) in order to adequately determine its dimensions by means of static pressure measurements on the walls of said tunnel. Its convergent will be studied in detail, an analysis will be carried out on its correct construction and the experimental results obtained during the test will be compared with the theoretical ones that these elements should have.

Keywords: survey, dimensions, static pressure, convergent.

8.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

α_1	Ángulo del multimanómetro N° 1 [°]
α_2	Ángulo del multimanómetro N° 2 [°]
A	Área de convergente $[m^2]$
Q_m	Caudal másico $[\frac{Kg}{s}]$
ρ_a	Densidad de aire $[\frac{Kg}{m^3}]$
ρ_{ce}	Densidad en la cámara de ensayo $[\frac{Kg}{m^3}]$
ρ_{Al}	Densidad del alcohol $[\frac{Kg}{m^3}]$
P_e	Presión estática de las tomas $[Pa]$
P_{e0}	Presión estática de la cámara de ensayo $[Pa]$
P_{Ref}	Presión de referencia $[mmAl]$
Pe_{ce}	Presión en la cámara de ensayo $[Pa]$
r	Radio de entrada del convergente $[mm]$
r_0	Radio de entrada del convergente $[mm]$
T	Temperatura $[K]$
V	Velocidad $[\frac{m}{s}]$
V_{ce}	Velocidad en cámara de ensayo $[\frac{m}{s}]$
μ_a	Viscosidad dinámica del aire $[Pa.S]$
R_e	Número de Reynolds $[Adimensional]$
R_{em}	Número de Reynolds por unidad de longitud $[\frac{1}{m}]$
Rem_{ce}	Número de Reynolds por unidad de longitud en la cámara de ensayo $[\frac{1}{m}]$

8.2.1. Constantes

g	Aceleración debida a la gravedad $[9,806\frac{m}{S^2}]$
R_a	Constante del aire $[287,00\frac{J}{Kg.K}]$
μ_0	Densidad del aire a T_{MSL} $[1,7894X10^{-5}Pa.S]$

8.2.2. Equivalencias

- $1\ mmHg = 133,32\ Pa$
- $T(K) = T(°\mathrm{C}) + 273,16K$

8.3. Introducción

En el informe se desarrolla un relevamiento experimental de las partes que componen al túnel de viento T06; se buscará comparar los datos obtenidos con los teóricos para determinar si las partes del mismo están bien construidas.

8.4. Objetivo

El objetivo de esta experiencia es la de determinar las diferentes zonas de un túnel subsónico modelo de cámara cerrada.

8.5. Fundamentación teórica

8.5.1. Ecuación de Bernoulli

Al igual que en las experiencias anteriores es posible el uso de la ecuación de Bernoulli ya que estamos en presencia de un flujo es ideal, no viscoso e incompresible; ademas no existe aporte de energía al fluido entre el punto de ingreso del fluido al túnel y el de salida que corresponde con la aspiración del ventilador. La ecuación de Bernoulli fue desarrollada con mas detalle teórico en informes anteriores, aquí simplemente haremos uso de ella y se la aplicará.

Aplicando la ecuación al punto de ingreso del túnel se tiene:

$$P_T = \frac{\rho}{2}V^2 + P_{e1}$$

Por ser la velocidad nula ($V = 0$) en este punto resulta que la presión total es igual a la presión estática ($P_T = P_{e1}$) y por encontrarse ademas dicho punto abierto a la atmósfera, su presión estática es igual a la presión atmosférica P_{atm}, la ecuación planteada se ve reducida a:

$$P_T = P_{atm}$$

Para un segundo punto cualquiera, ubicado entre el ingreso y la aspiración al ventilador, se plantea la ecuación de Bernoulli y queda:

$$P_T = \frac{\rho}{2}V^2 + P_{e2}$$

Si igualo las expresiones planteadas con la ecuación de Bernoulli y queda:

$$P_{e1} = \frac{\rho}{2}V^2 + P_{e2}$$

Haciendo la diferencia de presiones entre el punto de ingreso y el segundo punto resulta lo siguiente:

$$P_{e1} - P_{e2} = \rho V^2 = \Delta P$$

De donde se obtiene el valor de la velocidad en el segundo punto :

$$V = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_a}}$$

$$\blacktriangleright \quad V = \sqrt{\frac{-2P_e}{\rho_a}}$$

8.5.2. Ecuación de continuidad

Dado que la presión estática en el primer punto es igual a la presión atmosférica, como se explicó anteriormente, P resulta ser la diferencia entre la presión atmosférica y la estática en el punto del túnel donde se encuentra la toma correspondiente. Considerando a la velocidad determinada (V) anteriormente como la velocidad promedio de la sección analizada, el caudal másico de aire en el interior del túnel será:

$$Q_m = \rho V A$$

Donde:

- A Área de cualquier sección del túnel
- V velocidad determinada en dicha área
- ρ Densidad del fluido

Partiendo de los resultados del desarrollo anterior se podrá determinar:

- La zona de la cámara de tranquilización, posee una sección transversal grande y uniforme, una velocidad baja, uniforme y una presión estática constante.
- La zona del convergente, donde el área disminuye gradualmente por lo que para que la ecuación de continuidad mantenga su validez, la velocidad debe ir en aumento y la presión estática varía.
- La zona de la cámara de trabajo o cámara de ensayos, donde el área permanece constante por lo que la velocidad debe mantenerse constante y la presión estática es constante..
- La zona del divergente, donde junto con el aumento del área la velocidad disminuye y la presión estática es variable.

Realizando mediciones de la velocidad en diferentes partes del túnel, se puede determinar las zonas antes mencionadas.

Empleando la ecuación de continuidad se puede determinar la correcta construcción del convergente, se plantea :

$$\rho V A = \rho V_0 A_0$$
$$\rho V \pi r^2 = \rho V_0 \pi r_0^2$$

Simplificando y reacomodando:

$$(\frac{r}{r_0})^2 = \frac{V_0}{V}$$

Usando la ecuación número 1:

$$\frac{V_0}{V} = \frac{\sqrt{\frac{-2P_{e0}}{\rho a}}}{\sqrt{\frac{-2P_e}{\rho a}}} = \sqrt{\frac{P_{e0}}{P_e}}$$

Si se combinan las expresiones anteriores nos queda:

$$\blacktriangleright \quad \frac{r}{r_0} = \sqrt[4]{\frac{P_{e0}}{P_e}}$$

8.6. Materiales

8.6.1. Túnel de viento T06

Ver en el Informe Técnico N°3.

8.6.2. Barómetro y termómetro

Ver en el Informe Técnico N°1.

8.6.3. Multimanómetro de columna de líquido

Serán necesarios, dada la cantidad de tomas de presión, el uso de dos multimanómetros. Para ver el detalle sobre este instrumento consultar el Informe Técnico N°4.

8.6.4. Llave selectora

Es una llave que sirve para alternar entre algunas tomas, ya que el total de las tomas es de 28 pero se dispone de dos multimanómetros y entre ambos tienen capacidad para 24 tomas.

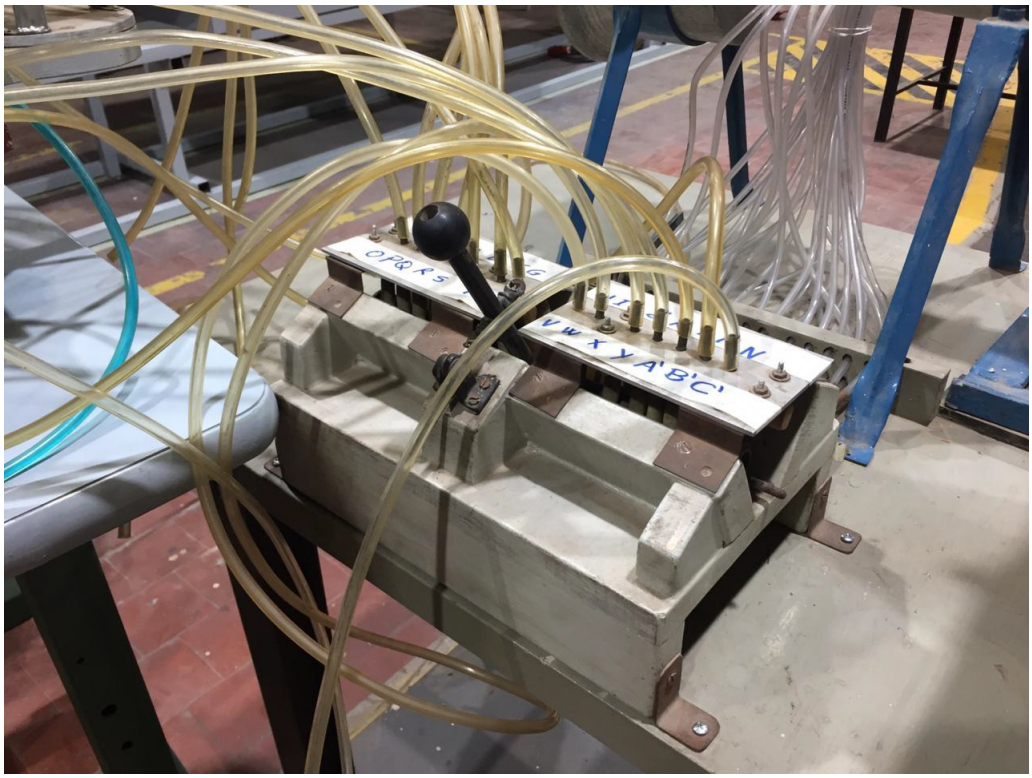


Figura 8.1: Llave selectora.(Precisada por compañero del curso 2019).

8.7. Métodos

Los pasos para llevar a cabo la experiencia son:

1. Relevar las condiciones ambientales.
2. Realizar el montaje de la instalación y prepararla para las mediciones a realizar. Dada la gran cantidad de tomas estáticas se debe utilizar dos (2) multimanómetros y una llave by-pass para intercambiar entre las tomas de presión.
3. Poner en funcionamiento el túnel.
4. Relevar las diferentes presiones estáticas.
5. Determinar las diferentes zonas anteriormente especificadas (convergente, cámara ensayos, divergente). Graficar la distribución de presiones a lo largo del túnel indicado las zonas anteriormente determinadas. Calcular el número de Reynolds por metro en la cámara de ensayos.
6. Extraer conclusiones.

8.7.1. Instalación

Figura 8.2: Fotografía de la instalación. (Precisada por compañero del curso 2019).

8.8. Resultados

8.8.1. Densidad del aire

Para calcular la densidad del aire y su incertidumbre asociada se utilizará lo desarrollado en el informe técnico número 1. Los datos atmosféricos con los que se cuenta son los siguientes:

- $T_i = T_f = 21°C = 294{,}16K$
- $P_i = P_f = 719{,}25mmHg = 95890{,}41Pa$

Dado que las condiciones atmosféricas se mantienen iguales tanto al inicio como al final, no será necesario sacar densidad promedio.

$$\rho_a = \frac{P}{R_a T} = \frac{95890{,}41Pa}{287{,}00\frac{J}{kg.K}294{,}16K} = 1{,}1358\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_a = \rho_a(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1358\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{95890{,}41Pa} + \frac{0{,}5K}{294{,}16K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) = 0{,}0020\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del aire ρ_a se expresa como:

$$\blacktriangleright \quad \rho_a = 1,1358; [Pa] \pm 0{,}0020; [Pa]$$

8.8.2. Viscosidad del aire

Siendo :

- $\mu_0 = 1,7894 \text{ X } 10^{-5} Pa.S$
- $T_0 = 288{,}16K$

$$\mu_a = \mu_0.(\frac{T}{T_0})^{0{,}75} = 1,7894 \text{ X } 10^{-5}.(\frac{294{,}16}{288{,}16})^{0{,}75} = 1{,}8173 \text{ X } 10^{-5}\ [Pa.S]$$

$$\Delta\mu_a = \mu_a.0{,}75.(\frac{\Delta T}{T}) = 1{,}8173 \text{ X } 10^{-5}.0{,}75.(\frac{0{,}5}{294{,}16}) = 2{,}3167 \text{ X } 10^{-8}\ [Pa.S]$$

$$\blacktriangleright \quad \mu_a = 1{,}8173; X; 10^{-5}; [Pa.S] \pm 2{,}3167X10^{-8}; [Pa.S]$$

8.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro

$$\frac{\rho_{Al}}{\rho_{Agua}} = 0{,}825 \pm 0{,}005$$

$$\blacktriangleright \quad \rho_{Al} = 825; \frac{Kg}{m^3} \pm; 5\frac{Kg}{m^3}$$

8.8.4. Secciones del Túnel T06

Se cuentan con los siguientes datos de las tomas de presión:

Posiciones de tomas estáticas en el túnel modelo

Toma	Posición [mm]	Toma	Posición [mm]
a	-40,2	o	72,8
b	-7,0	p	77,5
c	2,9	q	81,9
d	4,5	r	87,7
e	6,5	s	92,3
f	8,5	t	96,8
g	15,5	u	102,4
h	23,9	v	112,9
i	42,7	w	113,3
j	48,2	x	127,7
k	61,5	y	143,4
l	62,7	a'	157,0
m	68,0	b'	172,6
n	72,4	c'	188,4

Se llevaron a cabo los cálculos en forma de tabla y se adjuntó un gráfico que muestra las distintas secciones del túnel de viento; dichos cálculos se muestran en el Anexo A.

8.8.5. Convergente

La curva de diseño del convergente es :

Curva de diseño

$$\frac{r}{r_0} = \left\{ 1 - \left[1 - (\frac{r_0}{r_1})^2 \right] \frac{\left[1 - 3\left(\frac{z}{a}\right)^2 \right]^2}{\left[1 + 3\left(\frac{z}{a}\right)^2 \right]^3} \right\}^{-1/2} \tag{8.1}$$

Siendo:

- r Radio de una sección cualquiera
- r_0 Radio de salida
- r_1 Radio de entrada
- z Coordenada sobre el eje longitudinal
- a Largo del convergente

En este caso se tiene que:

- $r_0 = 15mm$
- $r_1 = 60mm$
- $a = 68mm$ (Determinado de forma experimental)

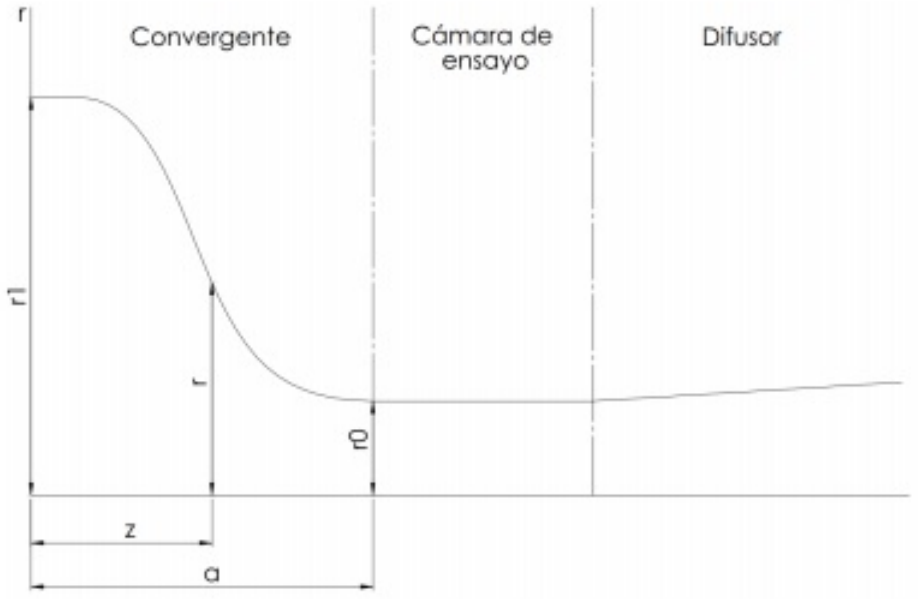


Figura 8.3: Esquema del túnel

8.8.6. Velocidad del ensayo

La velocidad se determina empleando la fórmula despejada en el teórico a partir de la ecuación de Bernoulli y se realizan cálculos intermedios siguiendo la misma metodología que en los informes técnicos anteriores; la presión estática promedio en Pascales será:

$$\blacktriangleright \quad Pe_{CE} = -2383{,}76; Pa$$

Para la velocidad debemos determinar la densidad de la cámara de ensayos ρ_{CE} y se aplicará la fórmula mencionada al principio; la densidad ρ_{CE} se calculará con la diferencia de presiones entre el exterior y el interior de la cámara:

$$\blacktriangleright \quad \rho_{CE} = 1{,}1072; \frac{Kg}{m^3}$$

$$\blacktriangleright \quad V_{CE} = 65{,}62\frac{m}{s} \tag{8.2}$$

Finalmente la velocidad con su incertidumbre será:

$$\blacktriangleright \quad V_{CE} = 65{,}62\frac{m}{s} \pm 0{,}59\frac{m}{s} \tag{8.3}$$

8.8.7. Cálculo de Reynolds por metro

Para el cálculo del número de Reynolds por metro de la cámara de ensayo Rem_{CE} se emplearán las expresiones desarrolladas en informes técnicos anteriores; los resultados obtenidos del Rem_{CE} y su incertidumbre son:

$$\blacktriangleright \quad Rem_{CE} = 3879005,56; \frac{1}{m} \pm 39632,87; \frac{1}{m} \tag{8.4}$$

En la siguiente tabla se reúnen todos los valores calculados en la cámara de ensayos:

	Z	Pe		Δ Pe	V	Δ V	Rem	Δ Rem
	mm	mmAl	Pa	Pa	m/s	m/s	1/m	1/m
Pm	68	-296	-2387,48	17,28	65,67	0,58	3882038,30	39364,16
Pn	72,4	-297	-2395,54	17,23	65,78	0,58	3888590,27	39430,60
Po	72,8	-296	-2356,78	17,49	65,25	0,59	3857000,94	39527,42
Pp	77,5	-300	-2388,63	17,29	65,69	0,59	3882974,30	39793,60
Pq	81,9	-299	-2380,67	17,34	65,58	0,59	3876497,28	39727,22
Pr	87,7	-299	-2380,67	17,34	65,58	0,59	3876497,28	39727,22
Ps	92,3	-301	-2396,59	17,25	65,80	0,59	3889440,54	39859,86
PROMEDIO		-298,29	-2383,76	17,32	65,62	0,59	3879005,56	39632,87

8.9. Conclusiones

A partir de las tablas y gráficos mostrados en los anexos, se pueden establecer la posición en coordenadas longitudinal z de las distintas secciones del túnel de viento que:

- Entre $Z = -40,2mm$ y $Z = 0mm$ se ubica la cámara de tranquilización.
- Entre $Z = 0mm$ y $Z = 68mm$ se ubica el convergente.
- Entre $Z = 68mm$ y $Z = 92,3mm$ se ubica la cámara de ensayos.
- Entre $Z = 92,3mm$ y $Z = 188,4mm$ se ubica el difusor.

En la cámara de ensayos se obtuvieron los siguientes resultados en cuanto a velocidad y número de Reynolds por unidad de longitud:

$$\blacktriangleright \quad V_{CE} = 65,62\frac{m}{s} \pm 0,59\frac{m}{s} \tag{8.5}$$

$$\blacktriangleright \quad Rem_{CE} = 3879005,56\frac{1}{m} \pm 39632,87\frac{1}{m} \tag{8.6}$$

8.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.

8.11. Anexo A: Secciones del túnel de viento T06

El multimanómetro N° 1 estuvo con un α_1 de 79,8 ° y el multimanómetro N° 2 estuvo con un α_2 de 86 °.

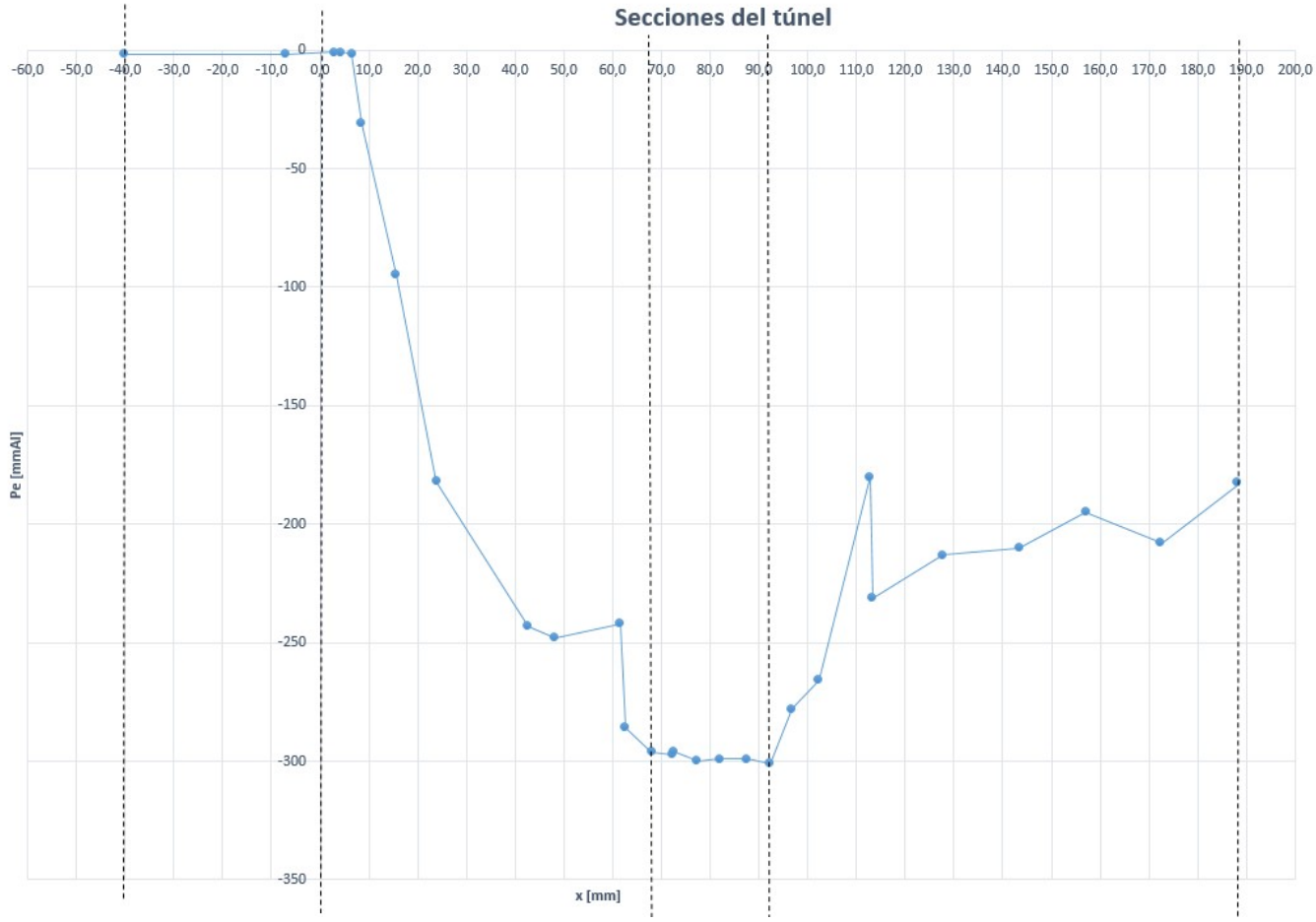


Figura 8.4: Secciones del túnel de viento.

Multimanómetro N° 1															
Pr		**Pa**		**Pb**		**Pc**		**Pd**		**Pe**		**Pf**		**Pg**	
Leído	Corregido	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C
e_0 = 170		e_0 = 171		e_0 = 170		e_0 = 169		e_0 = 169		e_0 = 169		e_0 = 169		e_0 = 169	
170	0	169	-2	168	-2	168	-1	168	-1	167	-2	137	-31	73	-95

Multimanómetro N° 1															
Pr		**Po**		**Pp**		**Pq**		**Pr**		**Ps**		**Pt**		**Pu**	
L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C
e_0 = 170		e_0 = 171		e_0 = 170		e_0 = 169		e_0 = 169		e_0 = 169		e_0 = 168		e_0 = 168	
170	0	-125	-296	-130	-300	-130	-299	-131	-299	-132	-301	-110	-278	-98	-266

Multimanómetro N° 2															
Pr		**Ph**		**Pi**		**Pj**		**Pk**		**Pl**		**Pm**		**Pn**	
L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C
e_0 = −42		e_0 = −38		e_0 = −39		e_0 = −39		e_0 = −40		e_0 = −40		e_0 = −41		e_0 = −41	
-40	2	-218	-182	-280	-243	-285	-248	-280	-242	-324	-286	-335	-296	-336	-297

Multimanómetro N° 2															
Pr		**Pv**		**Pw**		**Px**		**Py**		**Pa'**		**Pb'**		**Pc'**	
L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C	L	C
e_0 = −42		e_0 = −38		e_0 = −39		e_0 = −39		e_0 = −40		e_0 = −40		e_0 = −41		e_0 = −41	
-40	2	-216	-180	-268	-231	-250	-213	-248	-210	-233	-195	-247	-208	-222	-183

8.12. Anexo B: Curvas del convergente

Z [mm]	Z/a	Pe [mmAl]	r/r0 (Experimental)	r/r0 (Teórico)
2.9	0.0426	-1	4.1478	4.0000
4.5	0.0662	-1	4.1478	2.2777
6.5	0.0956	-2	3.4879	1.4385
8.5	0.1250	-31	1.7579	1.1500
15.5	0.2279	-95	1.3286	1.0416
23.9	0.3515	-182	1.1293	1.0055
42.7	0.6279	-243	1.0506	1.0003
48.2	0.7088	-248	1.0452	1.0069
61.5	0.9044	-242	1.0516	1.0163
62.7	0.9221	-286	1.0086	1.0246
68	1.0000	-296	1.0000	1.0307

Tabla 8.1: Valores obtenidos para el trazado de los puntos y de la curva

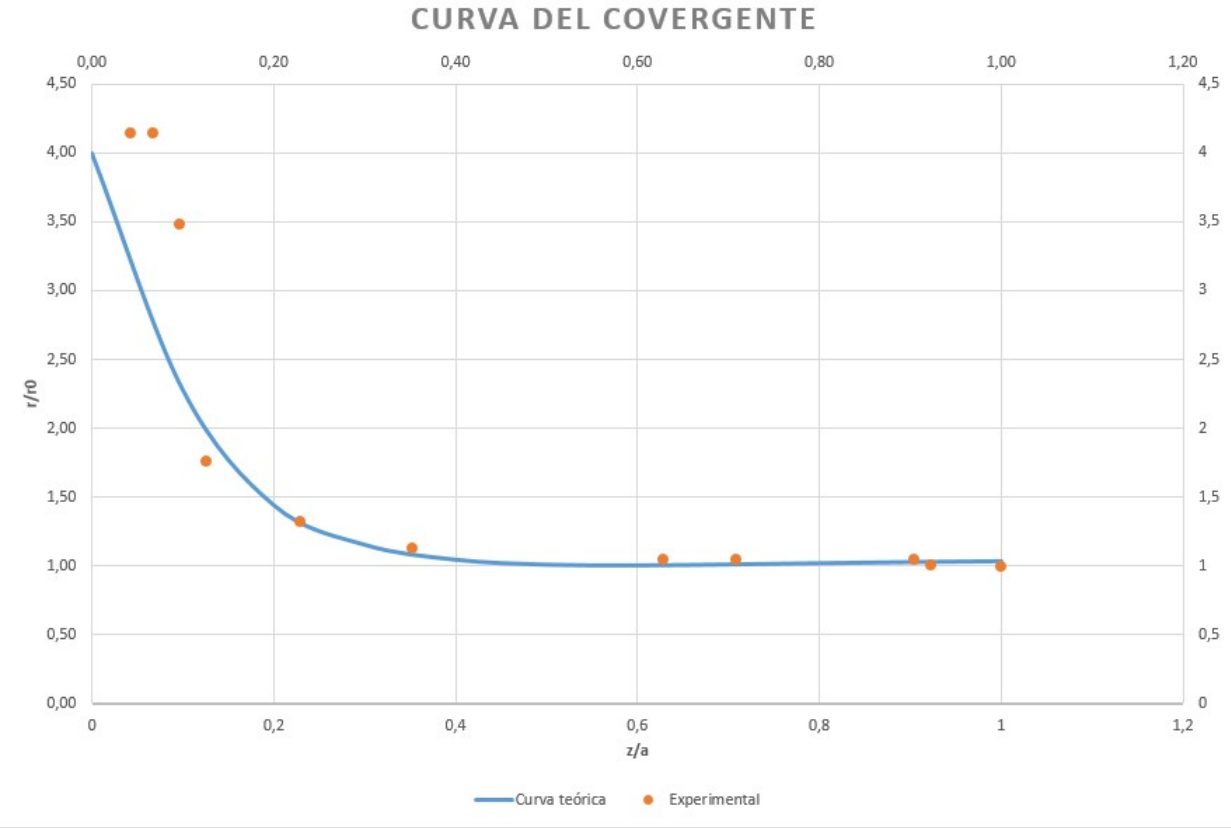


Figura 8.5: Curva teórica y valores experimentales.

Capítulo 9

Relevamiento de presiones en un perfil aerodinámico

9.1. Resumen

En la experiencia de laboratorio descripta por medio de este informe técnico se realizó el relevamiento de presiones sobre un perfil aerodinámico NACA 0018, el cual fue sometido a un flujo de aire en un túnel de viento (Túnel T01 del laboratorio de Aeronáutica de la FCEFyN de la UNC) para distintos ángulos de ataque. Se determinó como es la distribución de presiones en el intradós y el extradós junto con la determinación en cada caso de los coeficientes de presión y coeficiente de sustentación.

Palabras clave: relevamiento de presiones, perfil aerodinámico, distribución de presiones, coeficientes de presión, coeficiente de sustentación.

In the laboratory experience described by means of this technical report, a pressure survey was carried out on an aerodynamic profile NACA 0018, which was subjected to an air flow in a wind tunnel (Tunnel T01 of the Aeronautical Laboratory of the FCEFyN of UNC) for different angles of attack. The distribution of pressures in the intrados and extradoses was determined as well as the determination in each case of the pressure coefficients and lift coefficient.

Keywords: pressure survey, aerodynamic profile, pressure distribution, pressure coefficients, lift coefficient.

9.2. Lista de abreviaturas, símbolos y unidades

α	Ángulo de ataque [°]
β	Ángulo del multimanómetro [°]
C_p	Coeficiente de presión en flujo bidimensional [*Adimensional*]
C_l	Coeficiente de sustentación en flujo bidimensional [*Adimensional*]
ρ_a	Densidad de aire [$\frac{Kg}{m^3}$]
ρ_{Al}	Densidad del alcohol [$\frac{Kg}{m^3}$]
P	Presión [Pa]
P_{er}	Presión estática de referencia [$mmAl$]
Pt_{Ref}	Presión total de referencia [$mmAl$]
T	Temperatura [K]
V	Velocidad [$\frac{m}{s}$]
V_∞	Velocidad de la corriente libre [$\frac{m}{s}$]
μ_a	Viscosidad dinámica del aire [$Pa.S$]
R_e	Número de Reynolds [*Adimensional*]

9.2.1. Constantes

g	Aceleración debida a la gravedad [$9,806\frac{m}{S^2}$]
R_a	Constante del aire [$287,00\frac{J}{Kg.K}$]
μ_0	Densidad del aire a T_{MSL} [$1,7894X10^{-5}Pa.S$]

9.2.2. Equivalencias

- $1\ mmHg = 133,32\ Pa$
- $T(K) = T(°\text{C}) + 273,16K$

9.3. Introducción

Los perfiles aerodinámicos son fundamentales para el vuelo de los aviones, algunos autores los consideran como el *corazón* del avión ya que gracias a ellos es posible la generación de fuerza de sustentación que posibilita el vuelo de las aeronaves. Es fundamental el conocimiento de las distribuciones de presión sobre esta geometría para entender como la fuerza de sustentación puede variar con los ángulos de ataque, que es lo que se estudiará a continuación. Para el caso específico de esta experiencia se estudiará en detalle un perfil NACA 0018.

9.4. Objetivo

El objetivo de esta experiencia de laboratorio es el de determinar el valor de las presiones estáticas sobre la superficie de un perfil aerodinámico en presencia de un flujo de aire sobre el mismo.

9.5. Fundamentación teórica

9.5.1. Perfil aerodinámico

Los perfiles aerodinámicos son las formas bidimensionales que componen las secciones del ala de un avión y de las demás superficies sustentadoras que componen el mismo. Estas formas de geometría particular alteran el flujo de modo de generar la fuerza de sustentación necesaria para hacer posible el vuelo de los cuerpos mas pesados que el aire. A continuación se detallarán las características geométricas que componen a los perfiles de flujo subsónico (compresible e incompresible):

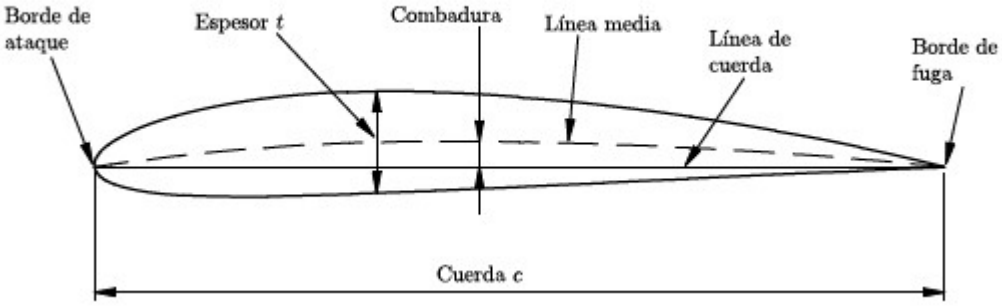


Figura 9.1: Parámetros geométricos de un perfil aerodinámico.

- Línea media; es la línea definida por los puntos que se encuentran equidistantes a las superficies superior e inferior que forman el perfil. La línea media es probablemente la característica geométrica más importante de un perfil aerodinámico.
- Borde de ataque; se define como el punto formado por la intersección de la línea media y la superficie del perfil en la región delantera del mismo.
- Borde de fuga; definido por la intersección de la línea media y la superficie del perfil en la región posterior del mismo. Su nombre se debe justamente a que es en ese punto donde el flujo abandona el perfil (en condiciones de flujo totalmente adherido).
- Línea de cuerda; es la línea recta que conecta el borde de ataque y el borde de fuga, cuya longitud c suele denominarse también como cuerda del perfil. En perfiles simétricos la cuerda y la línea media son coincidentes, ya que el intradós y el extradós son iguales en condiciones de simetría.
- Combadura; es la máxima distancia entre la cuerda y la línea media del perfil, medida en dirección perpendicular a la línea de cuerda. La combadura se expresa en términos de porcentaje de la cuerda c (por ejemplo, combadura del 2 por ciento) y, naturalmente, para un perfil simétrico la combadura es nula.
- Espesor del perfil; distancia entre la superficie inferior y la superficie superior en dirección normal a la línea media. El espesor es variable a lo largo de la cuerda, pero en general suele utilizarse este término para referirse al espesor máximo del perfil, el cual se indica en términos de porcentaje de la cuerda c (por ejemplo, espesor del 12 por ciento).

9.5.2. Coeficiente de sustentación C_l

La fuerza de sustentación se produce fundamentalmente por acción de la presión (estática) sobre las paredes de un cuerpo inmerso en una corriente fluida, cuyo efecto total sobre la superficie expuesta al flujo se traduce en una fuerza normal a la dirección del flujo.

Fuerza de sustentación

$$L = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_L$$

El coeficiente de sustentación C_L al coeficiente de fuerza asociado a la fuerza de sustentación, es decir, al cociente entre dicha fuerza y la presión dinámica del flujo libre multiplicada por una superficie de referencia S:

Coef. de sustentación

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{L}{q_\infty S}$$

9.5.3. Coeficiente de presión C_P

Un cuerpo experimentará una fuerza de sustentación siempre que exista una distribución de presión tal que se produzca una fuerza neta en dirección normal al flujo libre; para representar esta distribución hacemos uso de definiciones adimensionales que permiten la simplificación del análisis; para este caso será el coeficiente de presión C_P el cual se define como al número adimensional que indica la variación de la presión en un punto respecto a una presión de referencia (generalmente la presión de la corriente libre P_∞), en relación a la presión dinámica de la corriente libre; es decir:

Coef. de presión

$$C_P = \frac{P - P_r}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{P - P_r}{q_\infty}$$

Siendo un flujo de carácter incompresible (o sea $M_a \leq 0{,}3$), se considera la ecuación de Bernoulli (flujo incompresible, estacionario y no viscoso) se cumple:

$$P = P_0 - \tfrac{1}{2}\rho_\infty V^2$$

$$P_r = P_0 - \tfrac{1}{2}\rho_\infty V^2$$

Introduciendo las dos últimas en la expresión de definición del coeficiente de presión se obtendrá:

$$C_P = 1 - (\frac{V}{V_\infty})^2$$

A partir de la última expresión se pueden visualizar los valores extremos de este coeficiente, para $V = 0$ se obtiene su valor máximo (condición de estancamiento), $C_P = 1$. Por otro lado en principio no existiría un valor extremo inferior para el C_P, ya que en teoría, la velocidad V podría crecer indefinidamente. De esta forma, el rango de variación del coeficiente de presión para flujo incompresible es:

$$-\infty < C_P \leq 1$$

9.5.4. Obtención de C_l a partir de C_P

La fuerza neta por unidad de envergadura producida por la distribución de presión será la diferencia entre las integrales de dicha distribución sobre las superficies superior e inferior del perfil o sea entre el extradós y el intradós.

Para este análisis consideramos un elemento diferencial de superficie dS, siendo S la distancia medida sobre la superficie del perfil; para determinar un diferencial de fuerza dF que actúa sobre la superficie del perfil debemos multiplicar a la diferencia de presiones entre las superficies por el dS; para la simplificación del análisis podemos tomar un ala de envergadura igual a $1m$:

$$dF = dL = (P_{inferior} - P_{superior})dS = (P_i - P_s)dx$$

Si se integra entre 0 y el valor de la cuerda c; se tiene:

$$L = \int_0^c (P_i - P_s)dx$$

Dividiendo todo por q_∞ nos queda:

$$C_l = \int_0^c (C_{Pi} - P_{Ps})dx$$

Dado que c es constante es posible meterlo dentro de la integral:

$$C_l = c \int_0^c (C_{Pi} - P_{Ps})d(\frac{x}{c})$$

Para realizar esta integral se harán uso de métodos de cálculo numéricos de resolución, aplicando la regla de los trapecios nos quedarán las siguientes sumatorias:

$$A_{Superior} = \sum_{k=1}^{7} \frac{(C_{PS(i)} + C_{PS(i+1)})}{2} \frac{(x_{i+1} - x_i)}{c}$$

$$A_{Inferior} = \sum_{k=1}^{7} \frac{(C_{PI(i)} + C_{PI(i+1)})}{2} \frac{(x_{i+1} - x_i)}{c}$$

La sumatoria irá hasta 7 dado que en nuestro ensayo se tienen 8 tomas y al tomar siempre los datos de 2 tomas contiguas nos da un total de 7 operaciones a realizar. Entonces finalmente para obtener c_l simplemente restamos las sumatorias de las áreas:

$$\blacktriangleright \quad C_l = A_{Superior} - A_{Inferior}$$

9.5.5. Sustentación: Curva $C_l(\alpha)$

La relación que existe entre el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque es de vital importancia.

Los resultados experimentales indican que C_l varía linealmente con α en un rango determinado, hasta un valor a partir del cual el comportamiento lineal comienza a perderse y la pendiente de la recta decae progresivamente hasta alcanzar un valor máximo del coeficiente de sustentación. Posteriormente, el C_l comienza a descender con el incremento de α. El comportamiento es similar en todos los perfiles; se definen los parámetros que caracterizan a estas curvas:

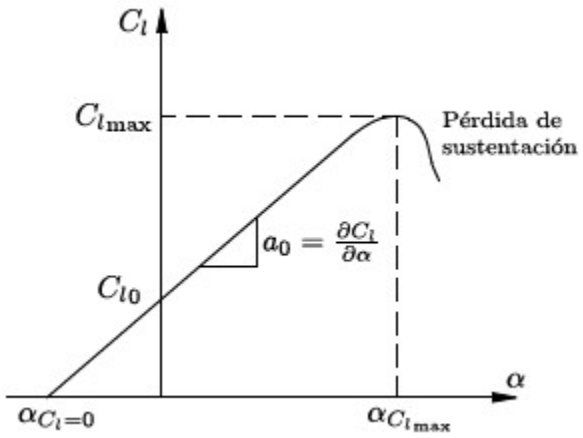


Figura 9.2: Curva $C_l(\alpha)$ teórica.

- La pendiente $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$ la región lineal se designa como a_0 ó Cl_α y se conoce como pendiente de sustentación del perfil.
- α correspondiente para $C_l = 0$ se designa como $\alpha_{Cl} = 0$ y se conoce como *ángulo de sustentación nula*.
- El coeficiente de sustentación para ángulo de ataque nulo se designa como Cl_0.
- El máximo valor del coeficiente de sustentación se designa como Cl_{max} y se conoce como coeficiente de sustentación máximo.

El coeficiente de sustentación puede escribirse en función del ángulo de ataque mediante la siguiente relación lineal:

$$\blacktriangleright \quad C_l = Cl_0 + Cl_\alpha \alpha$$

9.6. Materiales

9.6.1. Túnel de viento T01

Ver en el Informe Técnico N° 3.

9.6.2. Barómetro y termómetro

Ver en el Informe Técnico N° 1.

9.6.3. Multimanómetro

Ver en el Informe Técnico N° 4.

9.6.4. Goniómetro

Ver en el Informe Técnico N° 6.

9.6.5. Sonda pitot y sonda de presión estática

Ver en el Informe Técnico N° 2.

9.6.6. Perfil NACA 0018

En la fundamentación teórica se habló en general de que son y como son los perfiles aerodinámicos subsónicos en general, ahora se hablará particularmente del perfil que se va a ensayar en la experiencia, el *NACA 0018*.

Pertenece a una familia de perfiles, la serie NACA de 4 dígitos, dada a conocer a través del Reporte N° 460 del año 1933 titulado *The Characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel*.

La geometría de los perfiles NACA de esta familia está basada en una forma básica simétrica la cual establece la distribución de espesores a lo largo de la cuerda; su designación nos indica sus características; el significado de los dígitos se detalla a continuación:

- Primer dígito; da el valor de la máxima combadura en porcentaje de la cuerda.
- Segundo dígito; representa la posición de la máxima combadura en décimos de la cuerda.
- Tercer y cuarto dígito; indican el espesor máximo del perfil en porcentaje de la cuerda.

Para el caso particular del perfil que usaremos; corresponde a un perfil simétrico cuyo espesor es equivalente al 18 por ciento de su cuerda. La cuerda c del perfil usado es de $152mm$.

Figura 9.3: Imagen del perfil NACA 0018. (Precisada por compañero del curso 2019).

Tomas de presión dispuestas sobre el perfil para la realización del ensayo:

Toma	Posición (x [mm])
1	2
2	4
3	9
4	16.5
5	26
6	38
7	56
8	76

9.7. Métodos

Los pasos necesarios para llevar a cabo la experiencia son los siguientes:

1. Realizar el montaje y preparación de la instalación para el ensayo.
2. Medir presión y temperatura iniciales para determinar las propiedades del aire.
3. Determinar la densidad del alcohol.
4. Colocar el perfil en el túnel con una inclinación de 0°.

5. Conectar e identificar las distintas tomas de presión del perfil al multimanómetro.
6. Medir los errores a cero en los diversos conductos del multimanómetro.
7. Poner en funcionamiento el túnel y fijar la velocidad de la corriente de tal forma que la presión total del túnel sea igual a 30 mm de columna de alcohol.
8. Relevar las presiones sobre el perfil.
9. Repetir el ensayo para las siguientes inclinaciones 5°, 10°, 15°, 20°, 25°, -5°, -10°, -15°, -20° , -25°.
10. Medir presión y temperatura finales para determinar las propiedades del aire.
11. Con los valores medidos calcular y graficar la distribución de presiones sobre el perfil, tanto en el intradós como en el extradós.
12. Calcular el coeficiente de sustentación del perfil para uno de los ángulos de ataque ensayado.
13. Calcular la velocidad y el número de Reynolds del ensayo.
14. Extraer conclusiones.

9.7.1. Instalación

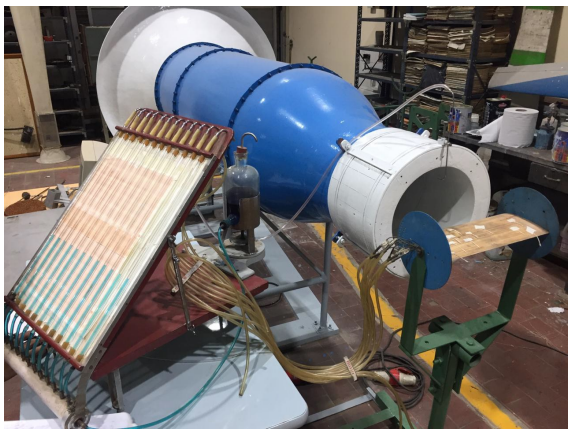


Figura 9.4: Fotografía de la instalación. (Precisada por compañero del curso 2019).

9.8. Resultados

9.8.1. Densidad del aire

Para calcular la densidad del aire y su incertidumbre asociada se utilizará lo desarrollado en el informe técnico número 1. Los datos atmosféricos con los que se cuenta son los siguientes:

- $T_i = T_f = 20°C = 293{,}16K$
- $P_i = P_f = 726{,}80mmHg = 96896{,}98Pa$

Dado que las condiciones atmosféricas se mantienen iguales tanto al inicio como al final, no será necesario sacar densidad promedio.

$$\rho_a = \frac{P}{R_a T} = \frac{96896{,}98Pa}{287{,}00\frac{J}{kg.K}293{,}16K} = 1{,}1517\frac{Kg}{m^3}$$

$$\Delta\rho_a = \rho_a(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta R}{R}) = 1{,}1517\frac{Kg}{m^3}(\frac{6{,}67Pa}{96896{,}98Pa} + \frac{0{,}5K}{293{,}16K} + \frac{0{,}01\frac{J}{kg.K}}{287{,}00\frac{J}{kg.K}}) = 0{,}0021\frac{Kg}{m^3}$$

La densidad del aire ρ_a se expresa como:

Densidad del aire

$$\rho_a = 1{,}1517Pa \pm 0{,}0021Pa$$

9.8.2. Viscosidad del aire

Siendo :

- $\mu_0 = 1,7894 \text{ X } 10^{-5} Pa.S$
- $T_0 = 288{,}16K$

$$\mu_a = \mu_0.(\frac{T}{T_0})^{0{,}75} = 1,7894 \text{ X } 10^{-5}.(\frac{293{,}16}{288{,}16})^{0{,}75} = 1{,}8126 \text{ X } 10^{-5}\ [Pa.S]$$

$$\Delta\mu_a = \mu_a.0{,}75.(\frac{\Delta T}{T}) = 1{,}8126 \text{ X } 10^{-5}.0{,}75.(\frac{0{,}5}{293{,}16}) = 2{,}3187 \text{ X } 10^{-8}\ [Pa.S]$$

Viscosidad del aire

$$\mu_a = 1{,}8126X10^{-5}Pa.S \pm 2{,}3187X10^{-8}Pa.S$$

9.8.3. Densidad del líquido del multimanómetro

$$\frac{\rho_{Al}}{\rho_{Agua}} = 0{,}825 \pm 0{,}005$$

Densidad del alcohol

$$\rho_{Al} = 825\frac{Kg}{m^3} \pm 5\frac{Kg}{m^3}$$

9.8.4. Cálculo de velocidad

Se determinó la velocidad del ensayo, esta fue calculada con un promedio de las presiones P_{TT} con un valor de $433,28Pa$ y se emplearon métodos analíticos usados en informes técnicos anteriores. La velocidad junto con su incertidumbre son:

$$V = 27{,}43\frac{m}{s} \pm 0{,}84\frac{m}{s}$$

9.8.5. Cálculo de número de Reynolds

Se determinó el número de Reynolds en el ensayo, empleando los procedimientos usados en informes técnicos anteriores; la velocidad, densidad y viscosidad se determinaron en las secciones anteriores; como longitud de referencia se usará el valor de la cuerda c que en este caso $c = 152mm$. El valor del número de Reynolds Re con su incertidumbre asociada son:

$$\blacktriangleright \quad Re = 264915{,}14 \pm 8595{,}65$$

9.8.6. Cálculo de C_P y C_l

Se realizaron mediante los procedimientos descriptos en la fundamentación teórica, los resultados se presentan por medio de tablas en los Anexos posicionados al final de este escrito. También se adjuntan gráficos de interés que posibilitaron la realización de estos últimos.

9.9. Conclusiones

A modo de cierre se presentarán los resultados obtenidos tras haber realizado el análisis sobre el perfil. La velocidad y el número de Reynolds del ensayo son los siguientes:

$$\blacktriangleright \quad V = 27{,}43\frac{m}{s} \pm 0{,}84\frac{m}{s}$$

$$\blacktriangleright \quad Re = 264915{,}14 \pm 8595{,}65$$

Los valores de C_l obtenidos son:

- $C_l = 0$ para un ángulo de ataque de 0°.
- $C_l = 0{,}15$ para un ángulo de ataque de 5°.
- $C_l = 0{,}27$ para un ángulo de ataque de 10°.
- $C_l = 0{,}41$ para un ángulo de ataque de 15°.
- $C_l = 0{,}50$ para un ángulo de ataque de 20°.
- $C_l = 0{,}42$ para un ángulo de ataque de 25°.

Se puede apreciar que el $C_{l_{max}}$ se da aproximadamente a los 20°; se puede determinar ademas la pendiente del tramo recto de la curva $C_l(\alpha)$, teniendo en cuenta que C_{l0} es 0 por tratarse de un perfil simétrico, se puede expresar la ecuación de la recta como:

$$\blacktriangleright \quad C_l = 0{,}026\alpha$$

9.10. Referencias

- Krause, G. (2020). *Aeronautica General-Apuntes de la Cátedra.* Córdoba, Argentina.
- Departamento de Aeronáutica (2020). *Guía de Trabajos Prácticos de Aeronáutica General.* Córdoba, Argentina.

9.11. Anexo A: Datos relevados

	α [º]	Pr	Ptt	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8
		[mmAl]									
		Valores leídos									
e0	40	225	225	225	225	225	223	223	223	223	223
	45	225	300	212	205	200	188	190	189	189	201
	50	225	302	165	173	170	178	177	182	185	200
	55	225	302	110	127	145	147	169	177	185	200
	60	225	302	50	73	125	140	164	174	187	207
	65	225	300	175	180	178	177	182	185	187	194
	40	225	298	245	223	220	204	201	196	193	200
	35	225	300	282	263	245	226	218	208	200	205
	30	225	299	292	279	262	240	230	207	206	209
	25	225	298	295	290	275	255	242	228	215	213
	20	225	300	292	295	287	268	255	238	223	219
	15	225	300	295	297	290	272	260	243	228	220

9.12. Anexo B: Datos corregidos

α	Pr	Ptt	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8
[º]	[mmAlc]									
5	0	75	-13	-20	-25	-35	-33	-34	-34	-22
10	0	77	-60	-52	-55	-45	-46	-41	-38	-23
15	0	77	-115	-98	-80	-76	-54	-46	-38	-23
20	0	77	-175	-152	-100	-83	-59	-49	-36	-16
25	0	75	-50	-45	-47	-46	-41	-38	-36	-29
0	0	73	20	-2	-5	-19	-22	-27	-30	-23
-5	0	75	57	38	20	3	-5	-15	-23	-18
-10	0	74	67	54	37	17	7	-16	-17	-14
-15	0	73	70	65	50	32	19	5	-8	-10
-20	0	75	67	70	62	45	32	15	0	-4
-25	0	75	70	72	65	49	37	20	5	-3

9.13. Anexo C: Coeficientes de presiones C_P

El valor de x es el valor de la posición de las tomas y el valor de c es el de la cuerda del perfil la cual vale $152mm$.

Coeficientes de presiones								
A	**Cp1**	**Cp2**	**Cp3**	**Cp4**	**Cp5**	**Cp6**	**Cp7**	**Cp8**
x	2.00	4.00	9.00	16.50	26.00	38.00	56.00	76.00
x/c	0.0132	0.0263	0.0592	0.1086	0.1711	0.2500	0.3684	0.5000
5	-0.1733	-0.2667	-0.3333	-0.4667	-0.4400	-0.4533	-0.4533	-0.2933
10	-0.7792	-0.6753	-0.7143	-0.5844	-0.5974	-0.5325	-0.4935	-0.2987
15	-1.4935	-1.2727	-1.0390	-0.9870	-0.7013	-0.5974	-0.4935	-0.2987
20	-2.2727	-1.9740	-1.2987	-1.0779	-0.7662	-0.6364	-0.4675	-0.2078
25	-0.6667	-0.6000	-0.6267	-0.6133	-0.5467	-0.5067	-0.4800	-0.3867
0	0.2740	-0.0274	-0.0685	-0.2603	-0.3014	-0.3699	-0.4110	-0.3151
-5	0.7600	0.5067	0.2667	0.0400	-0.0667	-0.2000	-0.3067	-0.2400
-10	0.9054	0.7297	0.5000	0.2297	0.0946	-0.2162	-0.2297	-0.1892
-15	0.9589	0.8904	0.6849	0.4384	0.2603	0.0685	-0.1096	-0.1370
-20	0.8933	0.9333	0.8267	0.6000	0.4267	0.2000	0.0000	-0.0533
-25	0.9333	0.9600	0.8667	0.6533	0.4933	0.2667	0.0667	-0.0400

9.14. Anexo D: Gráficos de C_P en función de x/c

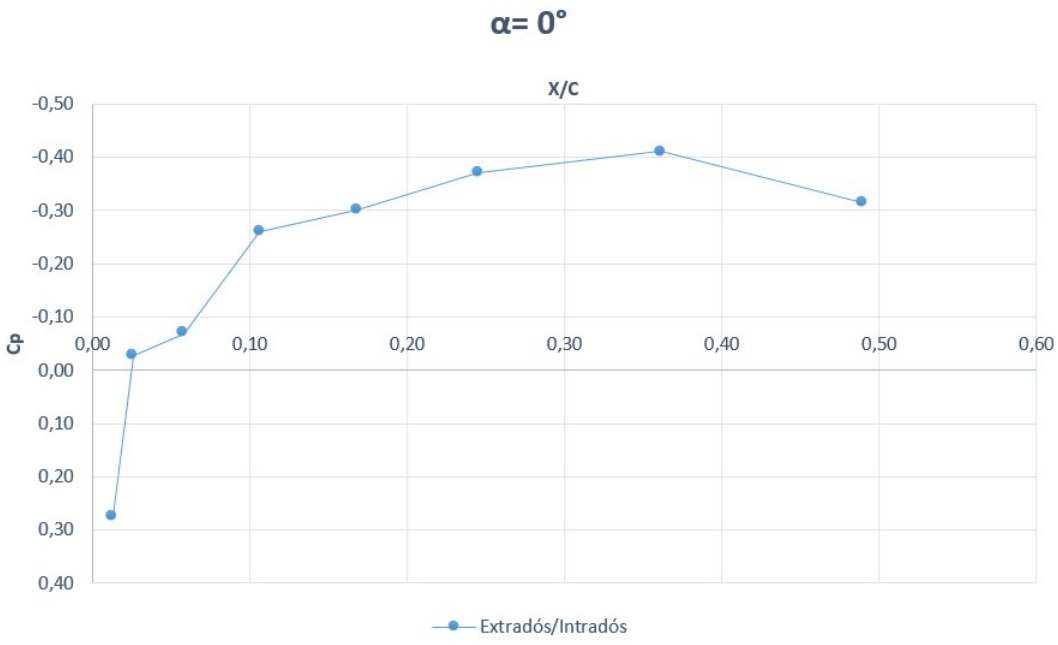


Figura 9.5: Gráfico de C_P en función de x/c para $\alpha = 0°$.

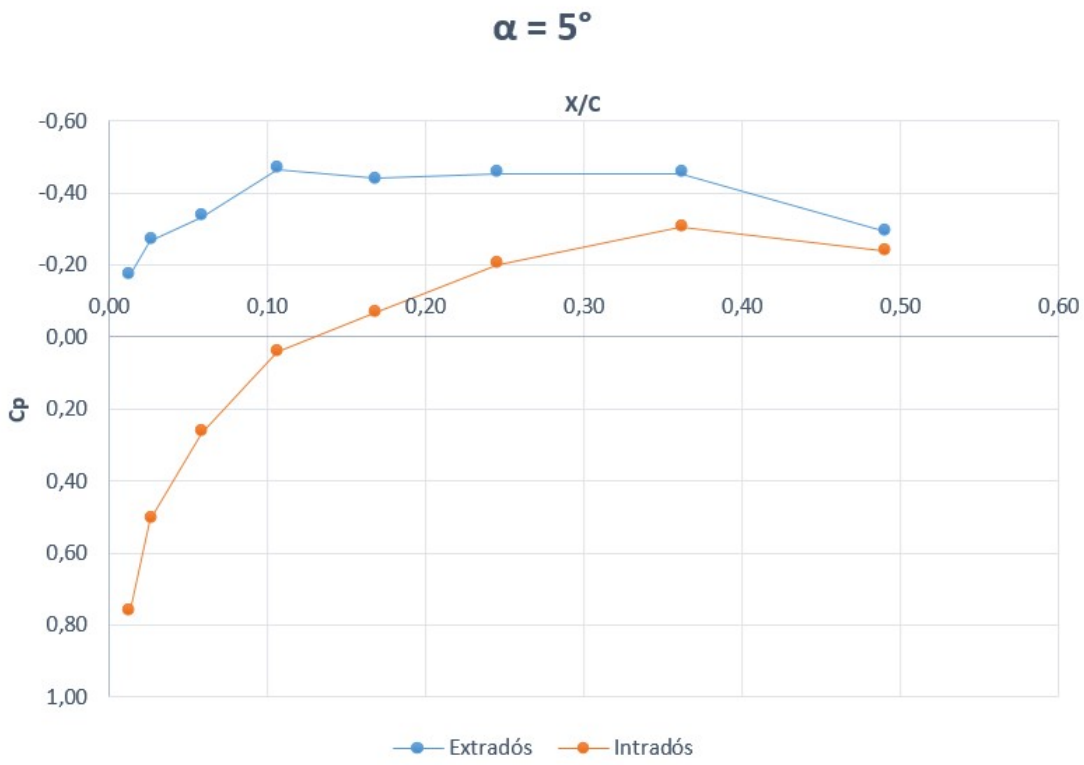


Figura 9.6: Gráfico de C_P en función de x/c para $\alpha = 5°$.

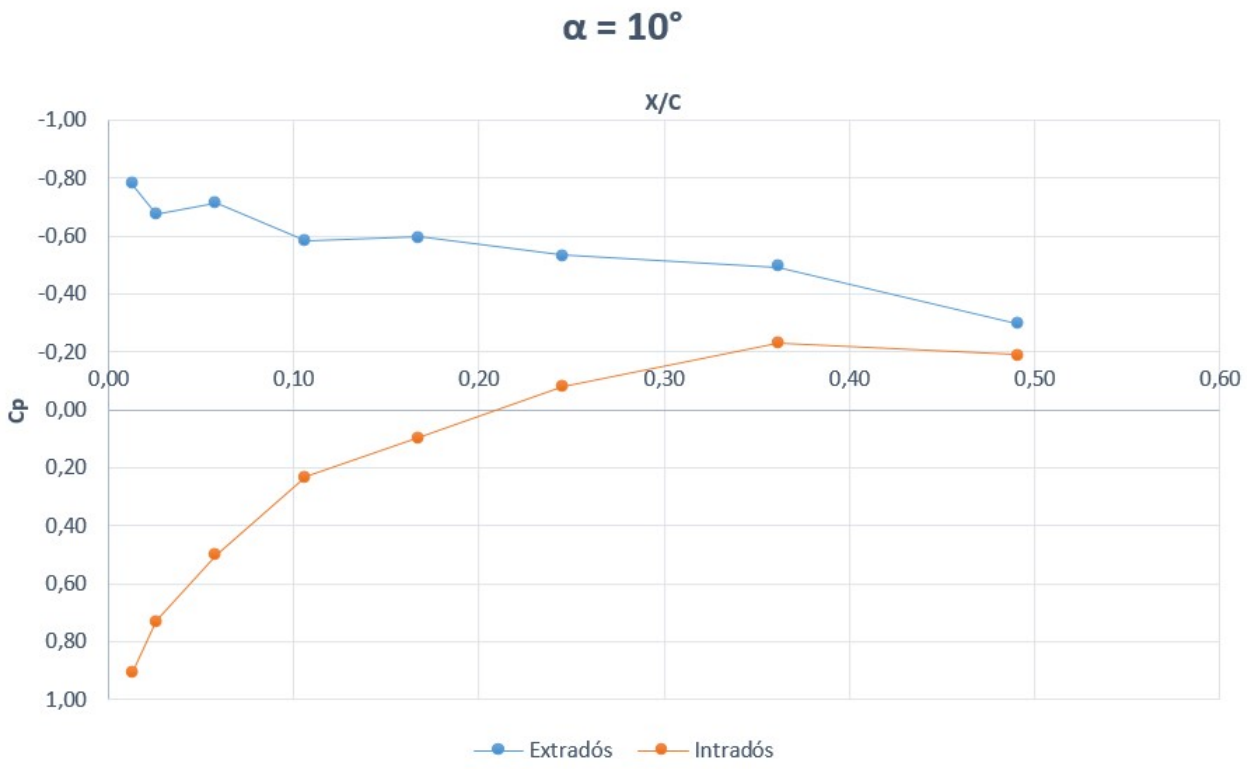


Figura 9.7: Gráfico de C_P en función de x/c para $\alpha = 10°$.

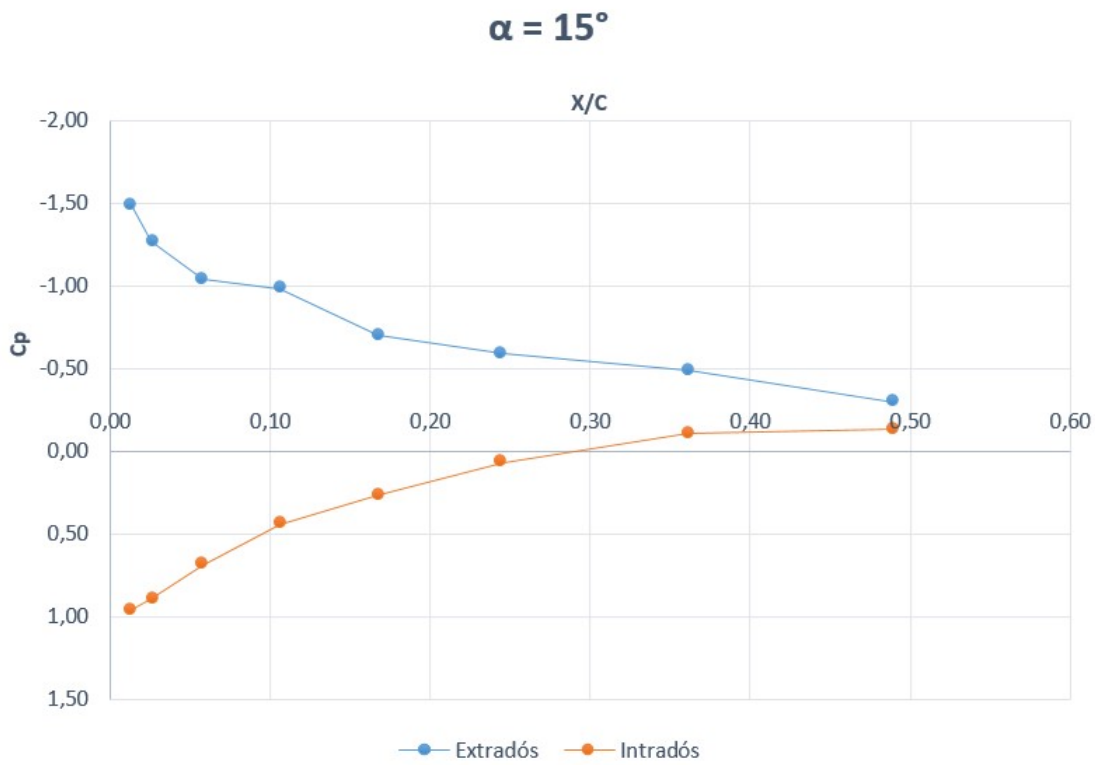


Figura 9.8: Gráfico de C_P en función de x/c para $\alpha = 15°$.

9.15. Anexo E: Coeficientes C_l y gráfica $C_l(\alpha)$

α	C_l
0	0,0000
5	0,1502
10	0,2726
15	0,4089
20	0,5045
25	0,4228

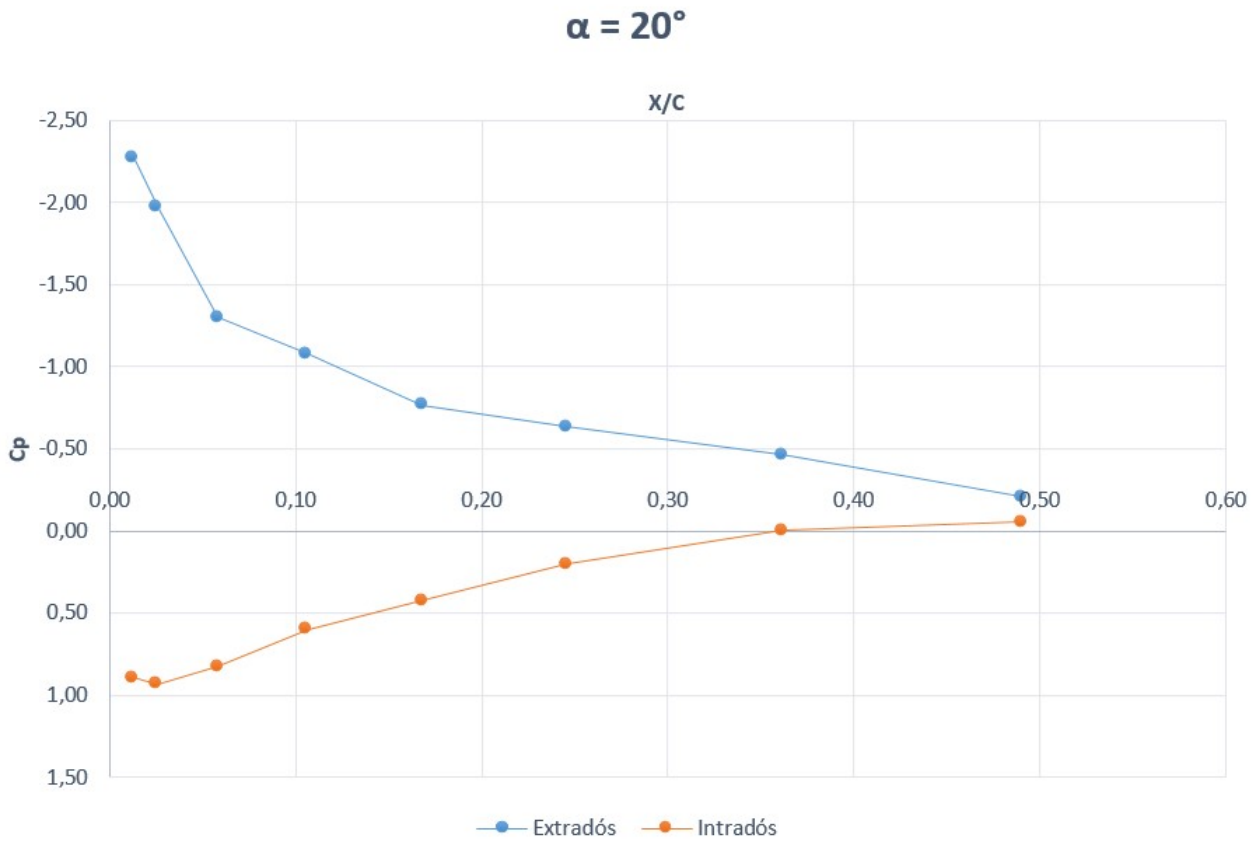


Figura 9.9: Gráfico de C_P en función de x/c para $\alpha = 20°$.

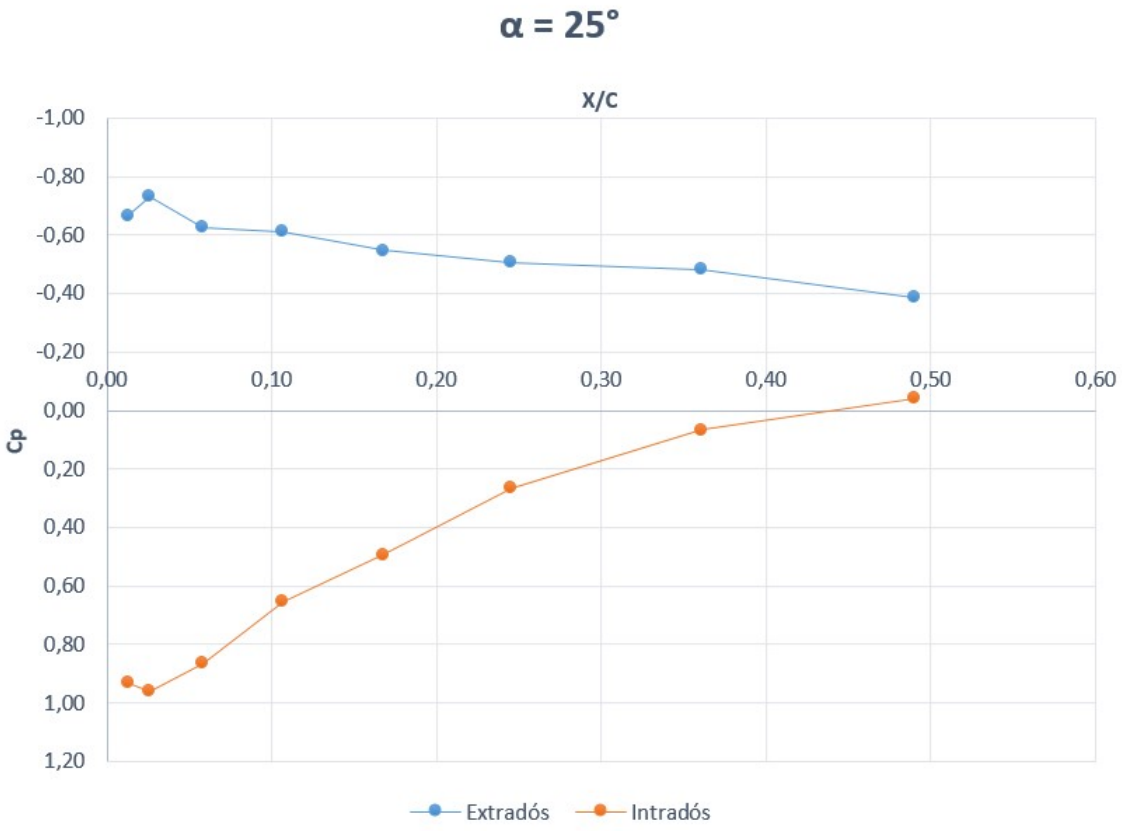


Figura 9.10: Gráfico de C_P en función de x/c para $\alpha = 25°$.

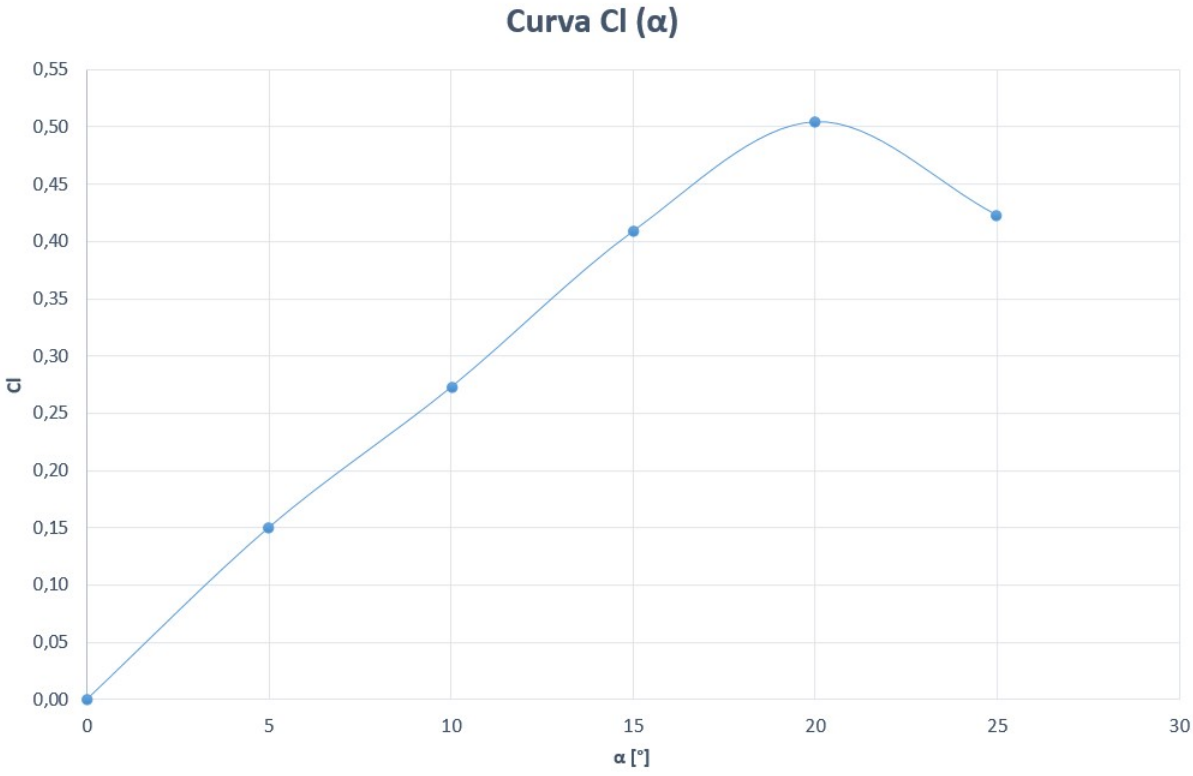


Figura 9.11: Gráfica $C_l(\alpha)$ para un perfil NACA 0018. (Gráfica válida con R_e 264000).

9.16. Anexo D: Distribución de presiones sobre el perfil NACA 0018

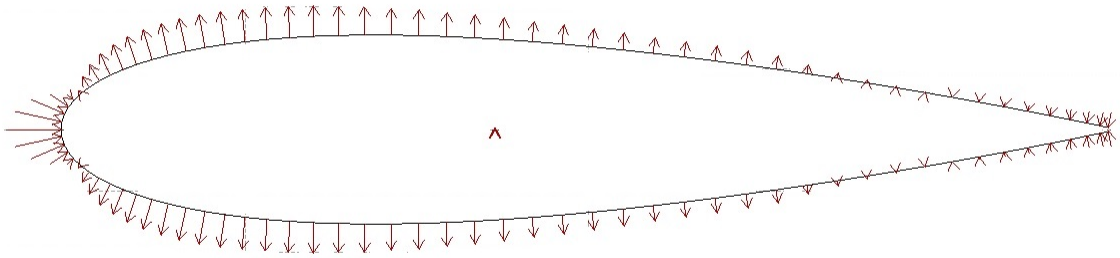


Figura 9.12: Distribución de presiones para $\alpha = 0°$. Diagrama hecho con el software *XFLR5*.

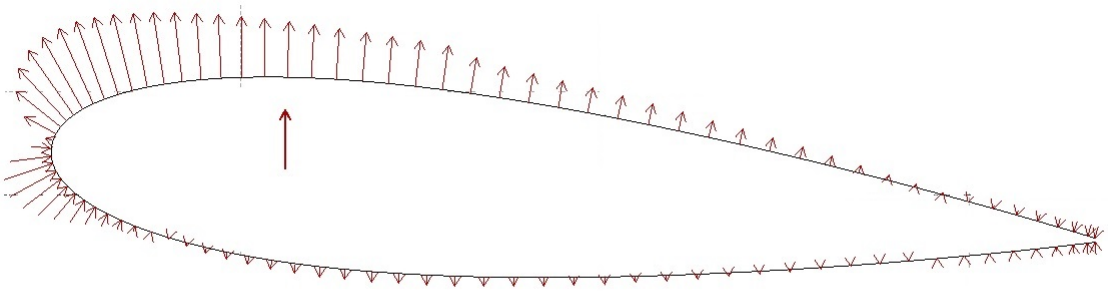


Figura 9.13: Distribución de presiones para $\alpha = 5°$. Diagrama hecho con el software *XFLR5*.

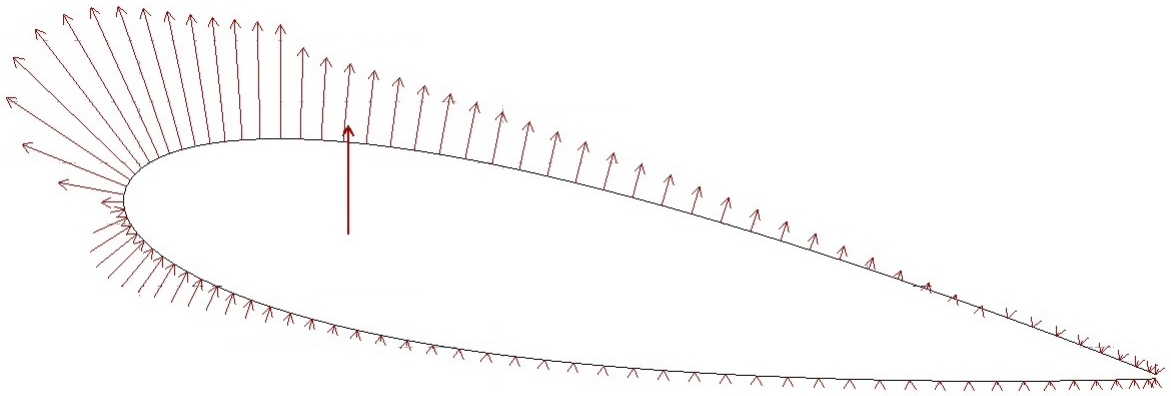


Figura 9.14: Distribución de presiones para $\alpha = 10°$. Diagrama hecho con el software *XFLR5*.

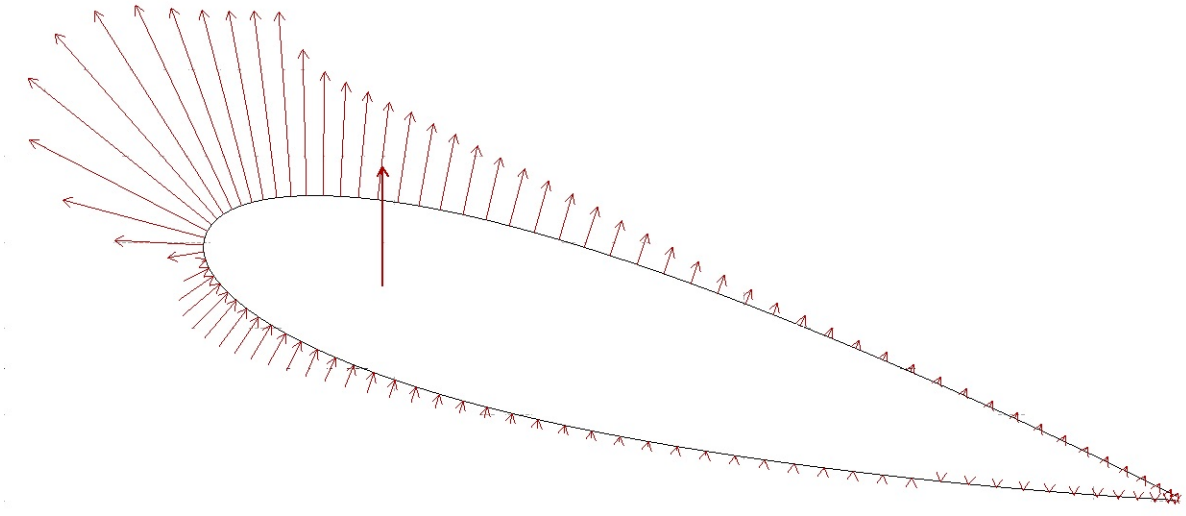


Figura 9.15: Distribución de presiones para $\alpha = 15°$. Diagrama hecho con el software *XFLR5*.

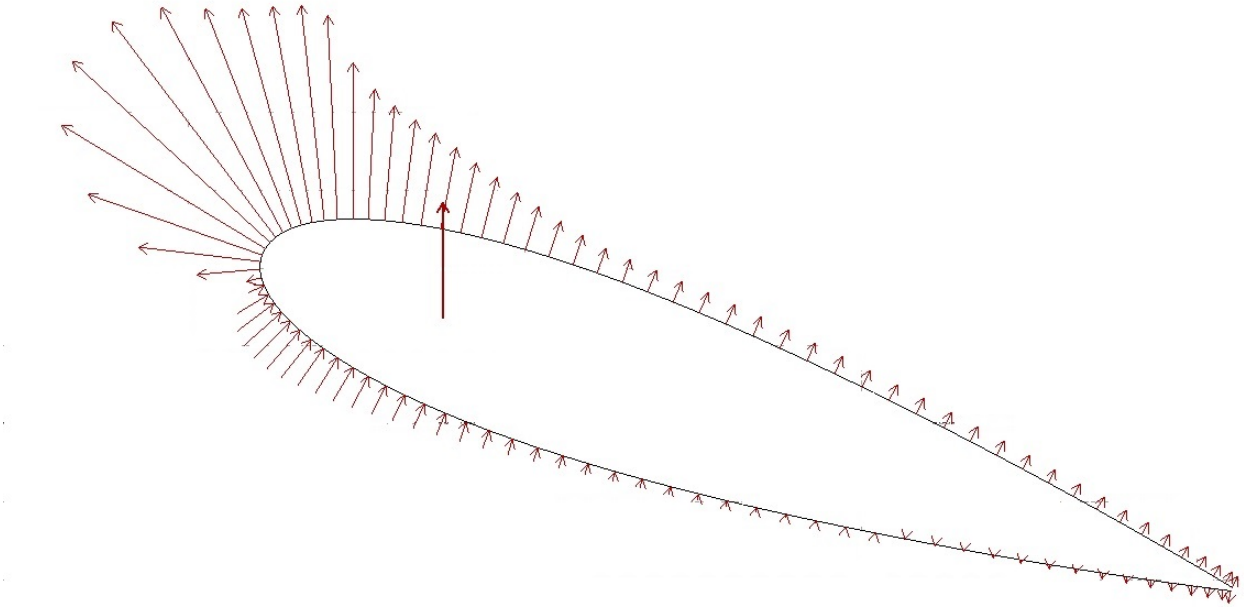


Figura 9.16: Distribución de presiones para $\alpha = 20°$. Diagrama hecho con el software *XFLR5*.

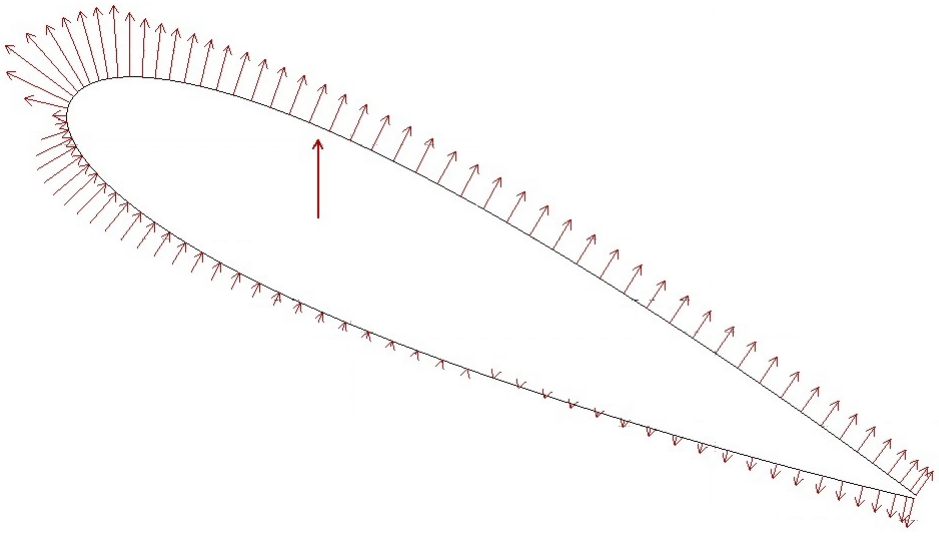


Figura 9.17: Distribución de presiones para $\alpha = 25°$. Diagrama hecho con el software *XFLR5*.

Capítulo 10

Anexos: Resumen y parciales de laboratorio

Resumen de los laboratorios para el parcial

Leonardo Alberto Desimone

9 de junio de 2020

1. Informe Técnico N° 1: Densidad del aire

Se determinó la densidad del aire según las condiciones atmosféricas en el laboratorio.

1.1. Teoría

Se usa la ley de los gases ideales, se considera en equilibrio químico y termodinámico (la composición química no cambia y termodinámicamente se cumple la ecuación de estado en todo momento). La razón por la cual podemos utilizar esta expresión es por lo siguiente; la presión obtenida en la medición es baja, la temperatura obtenida en la medición es alta, se supone aire seco (sin la presencia de humedad), brinda resultados correctos pese a su error y su simplicidad es mayor que las demás ecuaciones de estado (Como por ejemplo la Ecuación de Van der Waals).

$$\rightarrow \boxed{\begin{array}{c}\text{Densidad del aire}\\ \rho_a = \dfrac{P}{RT}\end{array}} \tag{1}$$

1.2. Materiales

En esta experiencia se usó el barómetro y el termómetro de mercurio.

2. Informe Técnico N° 2: Relevamiento de sondas

Se relevaron sondas de presión pertenecientes al laboratorio.

2.1. Teoría

En la teoría se habló sobre los tipos de presiones a medir (Presión estática, dinámica y total), las partes de una sonda (Nariz, cuerpo, bastón y racor de conexión) y sobre las clasificaciones que estas tienen (presión total o Pitot; De presión estática; De presión dinámica y de usos especiales).

2.2. Materiales

Hay presencia de sondas de Pitot, Pitot estáticas, direccionales, omnidireccionales y de capa límite.

3. Informe Técnico N° 3: Relevamiento de túneles de viento

3.1. Teoría

Se habló sobre lo que son, su funcionamiento, las partes mas importantes y su clasificación.

3.2. Materiales

Los distintos túneles de viento del laboratorio (Para mas detalle consultar el IT3). Fundamental el reconocimiento total mediante las fotografías.

4. Informe Técnico N° 4: Determinación experimental de la velocidad de una corriente de aire

Básicamente se intenta aprender a determinar la velocidad de una corriente de aire.

4.1. Teoría

Como parte teórica se usó la ecuación de *Bernoulli* para el cálculo de las velocidades, la razón por la cual se pudo emplear esta última es debido a que se considera un flujo de corriente incompresible ($Ma < 0{,}3$; densidad ρ prácticamente constante), no viscoso y estacionario.

$$\rightarrow \boxed{\begin{array}{c}\text{Ec. de Bernoulli}\\ P_0 = P_e + \frac{1}{2}\rho V^2\end{array}} \tag{2}$$

Para el caso del multimanómetro usado en el ensayo se utiliza como fundamentación teórica la Ec. General de la Hidrostática y el principio de vasos comunicantes.

El trabajo con este instrumento se detallará a continuación por medio de un ejemplo tienen dos grupos de columnas del multimanómetro. La primera terna de columnas son con el túnel apagado (osea con velocidad nula), la primer columna corresponde a la presión de referencia (esta abierta a la atmósfera), las otras dos corresponderán a presiones que yo deseo obtener. Lo primero que debo hacer es fijar un cero de referencia, este cero puede estar ubicado en cualquier parte (queda a criterio de la persona que va a realizar la medición), con este cero podremos determinar los errores a cero de cada columna, para hacer esto debemos tener primero una convención de signos acorde la cual básicamente consiste en que todo lo que este por encima de mi cero es negativo y todo lo que este por debajo es positivo. Los errores a cero son las distancias que hay entre los meniscos y el cero fijado. Cada columna se comporta como un manómetro en U (Entre P de referencia y P1 tengo un manómetro en U y entre P de referencia y P2 tengo otro manómetro en U). Cuando la presión P1 se hace mayor que la Presión de referencia la columna baja como se muestra en la figura.

Se debe destacar antes de avanzar, en la primera situación o primer estado, las columnas deberían estar todas a la misma altura, esto en la práctica no sucede ya que el multimanómetro no es perfecto, también por posible suciedad en el líquido del instrumento o por estrechamiento del vidrio (efectos de capilaridad). Esto se soluciona tomando los errores a cero e_0.

En la figura se muestran las columnas junto con el trazado del cero (línea roja). Entonces observando mi cero y con la ayuda del papel cuadriculado voy a obtener las lecturas en milímetros de alcohol. Estos valores son :

- $e_{00} = 2mmAl$ (De la columna de referencia)

- $e_{01} = -1mmAl$ (De la columna N°1)
- $e_{02} = 7mmAl$ (De la columna N°2)

Posteriormente se pone en marcha el túnel y de la segunda terna de columnas obtendremos los valores leídos.

- $P_{rl} = -1mmAl$
- $P_{1l} = 32mmAl$
- $P_{2l} = -42mmAl$

Estas presiones leídas no me sirven para nada, se las debe corregir para hacer posteriormente los demás cálculos que necesite el ensayo.

- $P_{rc} = P_{rl} - e_{00} = -1 - 2 = -3mmAl$
- $P_{1c} = P_{1l} - (e_{01} + P_{rc}) = 32 - (-1 - 3) = 36mmAl$
- $P_{2c} = P_{2l} - (e_{02} + P_{rc}) = -42 - (7 - 3) = -46mmAl$

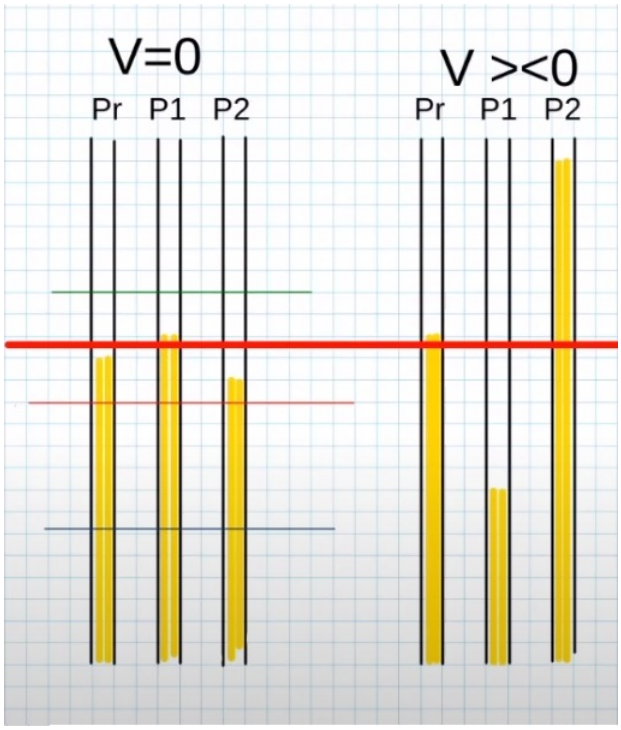


Figura 1: Columnas de ejemplo.

Si el manómetro esta en posición vertical los cálculos anteriores son válidos, si el multimánometro esta inclinado un cierto ángulo θ deberé multiplicar por el seno de este ángulo. De forma general se puede expresar como:

$$\rightarrow \boxed{P_{nc} = [P_{nl} - (e_{0n} + P_{rc})]Seno(\theta)} \quad (3)$$

Para pasarlo a pascales uso lo siguiente:

$$\rightarrow \boxed{P_0 = P_{tc}\rho_{Alc}g} \tag{4}$$

Para el cálculo de las incertidumbres asociadas a las presiones se debe tener en cuenta que usamos un papel milimetrado y una regla, la apreciación es de $1mm$ y la incertidumbre se la puede tomar como la misma apreciación o la mitad $0{,}5mm$.

En el caso de la presión de referencia corregida, se aprecia que es una diferencia entre la leída y su error a cero. Ambas están medidas con la misma regla y mismo papel; la incertidumbre de cada una de ellas vale lo mismo por separado, $1mm$ por lo tanto la incertidumbre de la presión de referencia corregida es de $2mm$ ya que ambas incertidumbres se suman (la incertidumbre de la presión leída y la del error a cero).

$P_{rc} = P_{rl} - e_0$
$\Delta P_{rc} = \Delta P_{rl} + \Delta e_0 = 1mmAl + 1mmAl = 2mmAl$

Para la incertidumbre de una presión de una columna cualquiera, se tiene que la incertidumbre de la presión de referencia corregida es $2mmAl$, teniendo en cuenta la forma en la que se realizaron las mediciones, las incertidumbres del error a cero y la presión leída serán de $1mm$ cada una y se tendrá lo siguiente:

$P_{nc} = P_{nl} - (e_{0n} + P_{rc})$
$\Delta P_{rc} = \Delta P_{rl} + \Delta e_0 + \Delta P_{rc} = 1mmAl + 1mmAl + 2mmAl = 4mmAl$

Otras fórmulas de interés son:

$$\rightarrow \boxed{V = \sqrt{\frac{2.P_0}{\rho}}} \tag{5}$$

$$\rightarrow \boxed{Re = \frac{\rho.V.l}{\mu}} \tag{6}$$

$$\rightarrow \boxed{Re_m = \frac{\rho.V}{\mu}} \tag{7}$$

Para esta experiencia se aplicarán (como ya se mencionó anteriormente) las propagación de incertidumbres como en el Informe Técnico Número 1 para el Re_m y V:

$$\rightarrow \boxed{\Delta V = \frac{V}{2}.(\frac{\Delta P_0.g.\rho_{Al}.Sin(\alpha)}{P_0} + \frac{\Delta\rho_a}{\rho_a} + \frac{\Delta\rho_{Al}}{\rho_{Al}})} \tag{8}$$

$$\rightarrow \boxed{\Delta Re_m = Re_m.(\frac{\Delta V}{V} + \frac{\Delta\rho_a}{\rho_a} + \frac{\Delta\mu}{\mu})} \tag{9}$$

4.2. Materiales

Termómetro,Barómetro y Multimanómetro.

5. Informe Técnico N° 5: Determinación experimental del perfil de velocidades en la capa límite

En esta experiencia se determinó el espesor y el tipo de la capa límite.

5.1. Teoría

En la parte teórica se desarrolla la condición de no deslizamiento, capa límite (descripción de que es y cuales pueden ser sus tipos) junto con sus expresiones matemáticas teóricas.

Capa límite laminar

$$\rightarrow \frac{V}{V_\infty} = 2.(\frac{y}{\delta}) - 2.(\frac{y}{\delta})^3 + (\frac{y}{\delta})^4 \tag{10}$$

Capa límite turbulenta

$$\rightarrow \frac{V}{V_\infty} = (\frac{y}{\delta})^{\frac{1}{7}} \tag{11}$$

5.2. Materiales

Para la realización de este informe se usó una sonda de capa límite, El espesor de la sonda con respecto a la capa limite desplaza el centro efectivo desde el eje longitudinal del tubo a la zona donde hay mayor velocidad. Se debe realizar una corrección siguiendo la siguiente expresión:

$$\rightarrow \frac{\delta_c}{D} = 0,131 + 0,082\frac{d}{D} \tag{12}$$

D Diámetro exterior ($0{,}8mm$)
d Diámetro interior ($0{,}32mm$)
δ_c Corrección de altura

Esta última expresión será válida siempre que $0{,}35 < \frac{d}{D} < 0{,}75$.

$$\rightarrow Y_{ef} = (Y_0 - Y_l) + \frac{D}{2} + \delta_c \tag{13}$$

Y_{ef} Altura efectiva
Y_l Altura leída
Y_0 Altura de despegue
Y_g Altura geométrica = $(Y_0 - Y_l) + \frac{D}{2}$

Nosotros realizaremos los gráficos y demás cuestiones del trabajo teniendo en cuenta el Y_{ef} dado que como ya se mencionó existe un desplazamiento del eje longitudinal debido al gradiente de velocidad.

En cuanto a las demás variables se tiene que Y_l es la lectura entregada por el micrómetro acoplado a la sonda (leído de manera directa de este), Y_g es la altura geométrica, donde teóricamente se ubica el eje longitudinal (centro efectivo) y Y_0 es lo que se conoce como altura de despegue simplemente es la ultima lectura de la altura a la cual la se registró la ultima presión total con la sonda adherida a la pared.

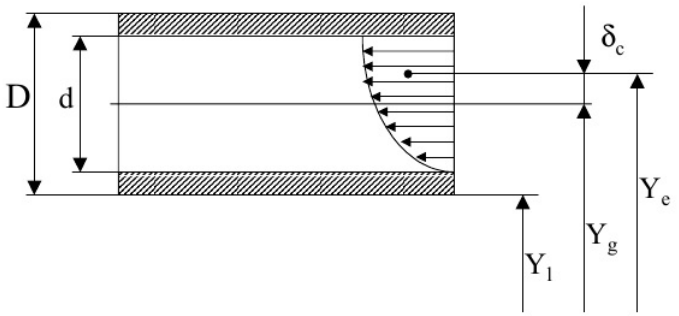


Figura 2: Medidas de interés.

Ahora se brindará un ejemplo de como determinar el valor de Y_0. Al empezar el ensayo debo girar el micrómetro en sentido anti horario, la sonda comenzará a descender y el extremo tocará contra la pared del túnel, si mantengo esta tendencia la sonda flexionará un poco (dada su construcción, ya que esta se lo permite) y esto me permitirá asegurar que esta este tocando la pared del túnel, a partir de ese momento comienzo a medir y registrar los valores de presión total (los valores se mostrarán a modo de ejemplo en una tabla para la determinación de Y_0, son valores de presiones corregidas y estas se realizaron en un paso anterior). Poco a poco voy haciendo girar el micrómetro para que la sonda se vaya separando de la pared, la columna de interés a observar es la de presión total de la sonda, los valores registrados deberían ser mas o menos iguales aunque se presentarán leves variaciones entre uno y otro (la sonda de presión total no es influenciada en gran medida ante los cambios en orientación). Debo mantener esta tendencia de ir poco a poco girando el micrómetro hasta que llegado un cierto punto la sonda no esta mas flexionada y se separa de la pared, este punto se visualizará con una lectura de presión total de la sonda con variación significativa respecto a las registradas anteriormente; cuando se registre dicho cambio, el valor anterior registrado donde se apreciaba que la presión total se mantenía (mas o menos) constante será el valor de Y_0, por ese motivo se conoce a Y_0 como la ultima lectura del micrómetro antes de que la sonda se separe de la pared.

Y	Pref	Presión estática de la sonda	Presión total de la sonda	Presión total del túnel
[mm]	[mmAl]	[mmAl]	[mmAl]	[mmAl]
15.95	0	15	25	162
15.90	0	15	26	162
15.85	0	15	23	162
15.80	0	15	25	162
15.75	0	15	36	162
15.70	0	15	46	162

En el ejemplo mostrado en la tabla anterior Y_0 será $15{,}80mm$. En el caso particular de nuestro ensayo (o en el que mostró el profe) dio que Y_0 es $14mm$, el Y_{ef} es $0{,}53$, menos de eso correspondería a un caso donde la sonda esta flexionada (pivotea, no se hunde nunca en la pared).

6. Informe Técnico N°6: Calibración de sondas

Este trabajo consiste en encontrar el error producido por usar una sonda real (no ideal).

6.1. Teoría

Se detallaron las fuentes que inducen error en una sonda, estas pueden ser:

- Sonda de presión total.
  - Por la forma de la toma y el ángulo de guiñada (cuestión de simetría, por eso no usan AOA).
  - Por el espesor de la pared.
  - Por compresibilidad (efecto del número de Mach).
  - Por gradiente de presiones.
- Sonda de presión estática.
  - Diámetro del orificio.
  - Por la forma del orificio (mecanizados).
  - Por la distancia nariz-toma y bastón-toma.
  - Por ángulo de guiñada.

6.1.1. Errores

La mera presencia de una sonda de presión en un flujo introduce perturbaciones en el mismo, estas se manifiestan como alteraciones en las mediciones efectuadas por dicho dispositivo. Interesa conocer los errores que se cometen en las mediciones de presión de una sonda al cambiar su ángulo de ataque respecto al flujo que incide sobre la misma; los errores pueden ser de tres tipos, error de presión estática, de presión total y de presión dinámica; los cuales se representan por las letras griegas τ, η y ξ respectivamente.

Por medio de las siguientes expresiones matemáticas se consideran todas las fuentes de error mencionadas anteriormente:

$$\rightarrow \boxed{\tau = \frac{P_e - P_{er}}{q_r}} \tag{14}$$

$$\rightarrow \boxed{\eta = \frac{P_t - P_{tr}}{q_r}} \tag{15}$$

$$\rightarrow \boxed{\xi = \frac{q - q_r}{q_r}} \tag{16}$$

τ	Error de presión estática
η	Error de presión total
ξ	Error de presión dinámica
P_e	Presión estática medida por la sonda
P_{er}	Presión estática de referencia
P_t	Presión total de la sonda
P_{tr}	Presión total de referencia
q	Presión dinámica de la sonda
q_r	Presión dinámica de referencia
ξ	Error de presión dinámica

En caso de tener un túnel de cámara abierta como en el ensayo se tiene que:

$$P_{er} = 0$$
$$q_r = P_{tr} - P_{er} = P_{tr} - 0 = P_{tr}$$

y se reemplaza posteriormente en las expresiones de error anteriores para simplificarlas:

$$\rightarrow \boxed{\tau = \frac{P_e}{P_{tr}}} \tag{17}$$

$$\rightarrow \boxed{\eta = \frac{P_t}{P_{tr}} - 1} \tag{18}$$

$$\rightarrow \boxed{\xi = \eta - \tau} \tag{19}$$

Son fórmulas prácticas para calcular los errores solo válidas cuando este usando un túnel de cámara abierta en caso contrario debo considerar las definiciones.

6.2. Materiales

Se usaron el multimanómetro; Termómetro y barómetro; Túnel T01; Sonda total y sondas de Pitot estáticas de nariz esférica y elíptica y Goniómetro.

7. Informe Técnico N° 7: Determinación de la cámara de ensayo de un túnel de viento de cámara abierta

Se determinó la región que compone la cámara de ensayos.

7.1. Teoría

Para determinar la cámara de ensayos nos valemos de una de sus condiciones mas importantes, la velocidad debe ser constante; entonces si determinamos la velocidad de la corriente por medio de una sonda fija y una móvil y calculando la relación entre ambas podemos determinar la región que comprende la cámara. Siempre que se cumpla una condición en dicha relación la cual se detallará a continuación:

$$\rightarrow \boxed{\frac{V_s}{V_t} \geq 0{,}98} \tag{20}$$

Si se tratara de un caso ideal, la relación debería ser 1 pero se toma el 0.98 para contemplar los errores debido a las mediciones y perturbaciones. Al cumplir la condición y verificar la relación se estará en el volumen de la cámara de ensayos.

Las velocidades dadas las condiciones del flujo y como se vio en las experiencias de laboratorio pasadas se puede determinar mediante la ecuación de Bernoulli. Tomando la relación definida anteriormente se tiene:

$$\frac{V_s}{V_t} = \frac{\sqrt{\frac{2P_s}{\rho}}}{\sqrt{\frac{2P_t}{\rho}}} = \sqrt{\frac{P_s}{P_t}}$$

Si se iguala con la expresión anterior se obtiene:

$$\rightarrow \boxed{\sqrt{\frac{P_s}{P_t}} \geq 0{,}98} \tag{21}$$

P_s Presión total registrada por la sonda móvil
P_t Presión total registrada por la sonda fija al túnel

Será mas práctico realizar la comprobación mediante la última expresión, ya que es mas simple la determinación de las presiones totales y me ahorro el cálculo de las velocidades.

7.2. Materiales

Dos sondas, una móvil y una fija. Es necesario considerar para realizar el ensayo los errores producidos por las sondas, para fines prácticos es mejor suponer que una de las sondas mide bien y la otra no. La decisión de cual de ellas mide bien es arbitraria sin embargo suele tomarse como la que mide bien a la que permanece fija durante todo el ensayo. En el siguiente ejemplo se determinará el error de la sonda e_s, término el cual será necesario para corregir la presión de la sonda que mide mal.

Para comenzar el planteo supondremos que la sonda que mide bien es la fija al túnel:

$$\rightarrow \boxed{\begin{array}{l}\text{Sonda fija}\\ P_{tc} = P_{tl} - (e_0 + P_{rc})\end{array}} \tag{22}$$

Siendo P_{tc} la presión total de la sonda fija corregida.

$$\rightarrow \boxed{\begin{array}{l}\text{Sonda móvil}\\ P_{sc} = P_{sl} - (e_0 + P_{rc} + e_s)\end{array}} \tag{23}$$

Siendo P_{sc} la presión total de la sonda móvil corregida. Dado que supuse que la sonda móvil tiene error le sumo como esta en la expresión el error de la sonda e_s.

Igualando las dos expresiones anteriores se despeja e_s y queda:

$$e_s = (P_{sl} - e_0) - (P_{tl} - e_0)$$

$$\rightarrow \boxed{e_s = P_{sc} - P_{tc}} \tag{24}$$

Determinación del error de sonda e_s					
P_{ref}	P total sonda fija	P total sonda móvil	P_{ref}	P total sonda fija	P total sonda móvil
[mmAl]	[mmAl]	[mmAl]	[mmAl]	[mmAl]	[mmAl]
Leído	Leído	Leído	Corregido	Corregido	Corregido
e_0 = 2	e_0 = 1	e_0 = 1	——	——	——
1	53	59	-1	53	59
1	53	59	-1	53	59
1	53	59	-1	53	59
1	53	59	-1	53	59
PROMEDIOS				53	59

Si la sonda fija al túnel mide bien (P_{tt}) sería:

$$e_s = P_{sc} - P_{tc} = 59 - 53 = 6mmAl$$

y se debe cumplir para una fila de la tabla cualquiera:

$$P_{tc} = P_{tl} - (e_0 + P_{rc}) = 53 - (1 - 1) = 53mmAl$$

$$P_{sc} = P_{sl} - (e_0 + P_{rc} + e_s) = 59 - (1 - 1 + 6) = 59 - 6 = 53mmAl$$

Ambas deberán ser iguales sin excepción.

Ahora en el caso de que se hubiera tomado como la sonda que mide bien a la sonda móvil el planteo hubiera sido:

Sonda fija

$$\rightarrow P_{tc} = P_{tl} - (e_0 + P_{rc} + e_s) \tag{25}$$

Sonda móvil

$$\rightarrow P_{sc} = P_{sl} - (e_0 + P_{rc}) \tag{26}$$

igualando ambas:

$$P_{tl} - (e_0 + P_{rc} + e_s) = P_{sl} - (e_0 + P_{rc})$$

$$\rightarrow \boxed{e_s = P_{tc} - P_{sc}} \tag{27}$$

Tomando como ejemplo una fila cualquiera:

$$e_s = P_{tc} - P_{sc} = 53 - 59 = -6mmAl$$

$$P_{tc} = P_{tl} - (e_0 + P_{rc} + e_s) = 53 - (1 - 1 - 6) = 53 + 6 = 59mmAl$$

$$P_{sc} = P_{sl} - (e_0 + P_{rc}) = 59 - (1 - 1) = 59mmAl$$

Ambas deberán ser iguales sin excepción.

8. Informe Técnico N°8: Medición de presiones estáticas en un túnel de viento de cámara cerrada

En este trabajo mediante las mediciones de presiones estáticas en las paredes del túnel se pudieron ubicar las diferentes secciones del túnel de viento. El túnel por medio de sus tomas y dos manómetros podremos ver la distribución de las presiones estáticas, cuando empezamos a relevar lecturas se podrá apreciar que la presión estática ira haciendosé mas negativa a medida que yo me muevo en dirección a la cámara de ensayos, tendrá un máximo negativo en la cámara de ensayos (velocidad máxima en la cámara de ensayos), finalmente luego de la cámara (entrado en el difusor) la presión estática irá aumentando (la velocidad irá disminuyendo). Luego de la identificación de las secciones del túnel se realizará un estudio del convergente del túnel, comparando los datos experimentales con la curva teórica del convergente.

8.1. Teoría

Las consideraciones teóricas tomadas para llevar a cabo el ensayo fueron la Ecuación de Bernoulli y la ecuación de continuidad.

$$\rightarrow \boxed{V = \sqrt{\frac{-2P_e}{\rho_a}}} \tag{28}$$

$$\rightarrow \boxed{\frac{r}{r_0} = \sqrt[4]{\frac{P_{e0}}{P_e}}} \tag{29}$$

La curva de diseño del convergente es :

$$\rightarrow \boxed{\text{Curva de diseño} \quad \frac{r}{r_0} = \left\{ 1 - \left[1 - (\frac{r_0}{r_1})^2 \right] \frac{\left[1 - 3\left(\frac{z}{a}\right)^2 \right]^2}{\left[1 + 3\left(\frac{z}{a}\right)^2 \right]^3} \right\}^{-1/2}} \tag{30}$$

Siendo:

- r Radio de una sección cualquiera
- r_0 Radio de salida
- r_1 Radio de entrada
- z Coordenada sobre el eje longitudinal
- a Largo del convergente

8.2. Materiales

Se usa el túnel de cámara cerrada T06, el barómetro, el termómetro, el multimanómetro y la llave selectora.

9. Informe Técnico N° 9: Relevamiento de presiones sobre un perfil aerodinámico

En este trabajo se estudió la distribución de presiones sobre un perfil aerodinámico NACA 0018.

9.1. Teoría

Se definió lo que es un perfil aerodinámico, el significado de la fuerza de sustentación, su coeficiente y el coeficiente de presión. Ademas se definió la curva $c_l(\alpha)$. Algunas de las expresiones mas importantes son:

Fuerza de sustentación

$$L = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_L \tag{31}$$

Coef. de sustentación

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{L}{q_\infty S} \tag{32}$$

Coef. de presión

$$C_P = \frac{P - P_r}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{P - P_r}{q_\infty} \tag{33}$$

$$C_P = 1 - (\frac{V}{V_\infty})^2 \tag{34}$$

$$A_{Superior} = \sum_{k=1}^{7} \frac{(C_{PS(i)} + C_{PS(i+1)})}{2} \frac{(x_{i+1} - x_i)}{c} \tag{35}$$

$$A_{Inferior} = \sum_{k=1}^{7} \frac{(C_{PI(i)} + C_{PI(i+1)})}{2} \frac{(x_{i+1} - x_i)}{c} \tag{36}$$

$$C_l = A_{Superior} - A_{Inferior} \tag{37}$$

$$C_l = Cl_0 + Cl_\alpha \alpha \tag{38}$$

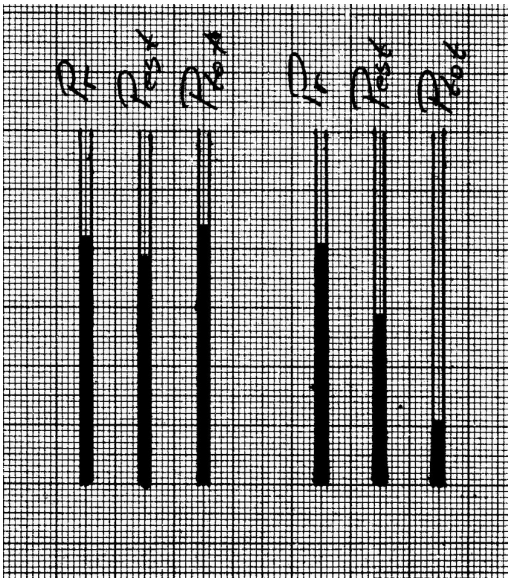
9.2. Materiales

Se usaron el túnel T01, el barómetro, termómetro, goniómetro, sonda pitot, sonda de presión estática y el perfil NACA 0018.

Nombre:……. Fecha:…….

AERONAUTICA GENERAL 2011
PARCIAL LABORATORIO

En las siguientes imágenes se muestran algunas columnas de un multimanómetro dispuesto en forma vertical, a la izquierda para la determinación de los errores a cero y a la derecha ya con el túnel de viento en marcha; cada división representa 1 mm. Los resultados dejarlos expresados en mmAlc.



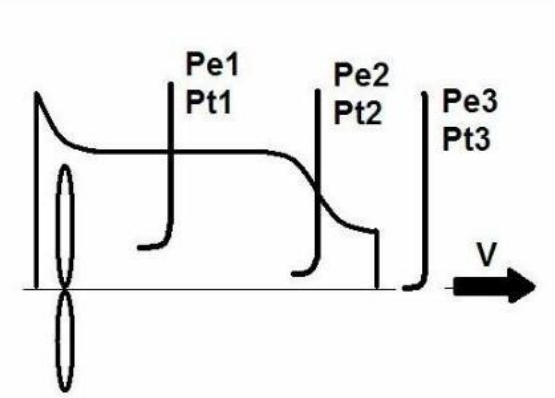
Se pide:

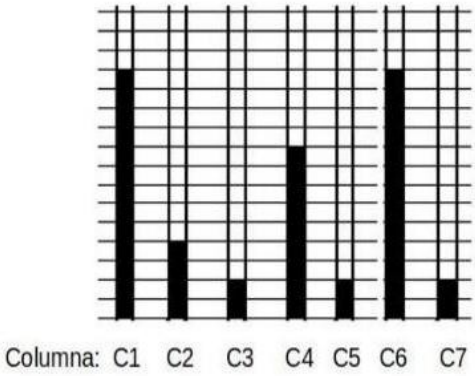
1) Dar los valores de presiones corregidas.
2) Dar el valor de presión dinámica con su incertidumbre (q +- Δq), aceptando que la incertidumbre de cada lectura es la mitad de la apreciación del papel milimetrado.
3) Manteniendo sin cambio el régimen de funcionamiento del túnel se inclina el manómetro hasta formar un ángulo de 30º con la horizontal (θ = 30º), indicar el nuevo valor de q +- Δq.

4) En la siguiente tabla se muestran los valores leídos de la misma presión tomados con dos sondas distintas (P1 y P2), asumiendo que la sonda 2 (P2) es la que mide bien calcular el error e_s necesario para corregir las lecturas tomadas con la sonda 1 (P1).

	Pr [mmAlc]	P1 [mmAlc]	P2 [mmAlc]
error a cero	-1	-1	0
	0	45	44
	0	44	45
	1	45	44
	1	44	45

5) En el siguiente se muestra el perfil de un túnel de viento de impulsión, cámara abierta y circuito abierto en el que se dispone de tres (3) sondas de presión total-estática a lo largo del eje del mismo. Se pide completar el esquema del multimanómetro con las longitudes representativas de cada presión.

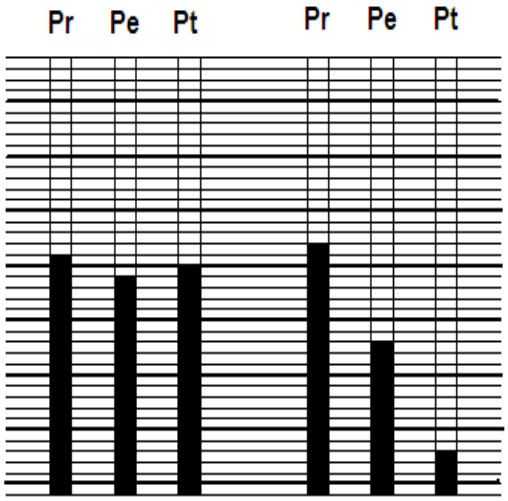




Nombre: ……...

Fecha: 02-06-2020

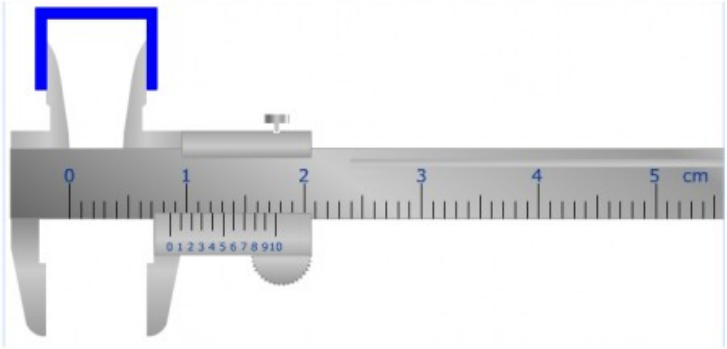
AERONAUTICA GENERAL
EXAMEN DE LABORATORIO 2020
EJEMPLO



En la figura se muestran algunas columnas de un multimanómetro dispuesto en forma vertical, a la izquierda para la determinación de los errores a cero y a la derecha ya con el túnel de viento en marcha; cada división representa 1 mm. Los resultados dejarlos expresados en mmAlc. Tener en cuenta el ángulo de inclinación del multimanómetro en los resultados finales.

1) A partir de la figura anterior y con el conocimiento de que la Pt leída es de 12 mmAlc, se pide el valor de la Pe leída.

2) La siguiente imagen muestra un calibre, se pide indicar la lectura con su incertidumbre y la apreciación del instrumento.

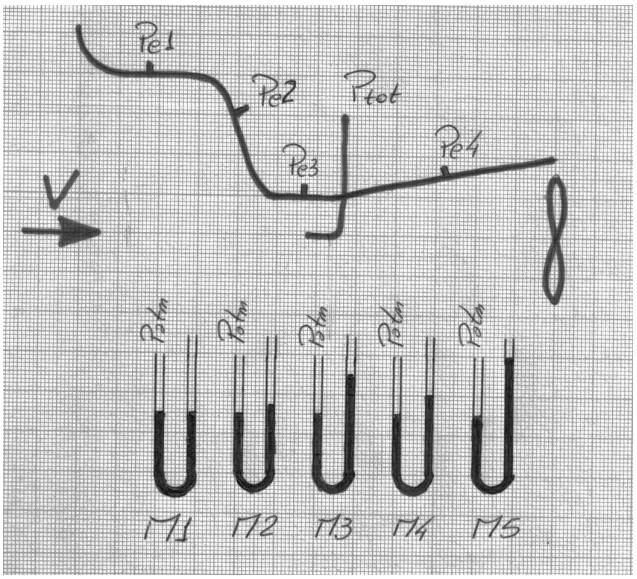


Lectura: ……..……..

Apreciación: ……..…..

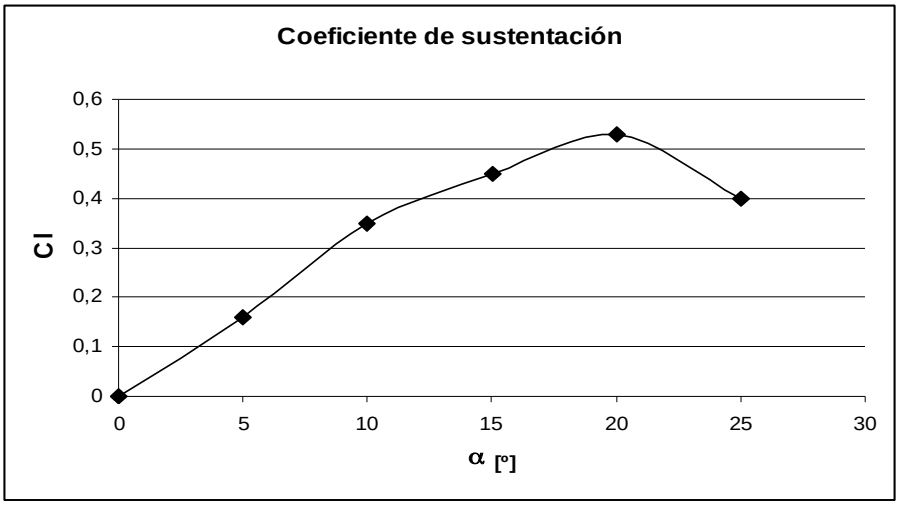
3) En la siguiente imagen se muestra el perfil de un túnel de viento de aspiración, cámara cerrada y circuito abierto en el que se dispone de cuatro (4) tomas de presión estática en la pared del mismo a distintas distancias respecto de su sección de entrada y de una sonda de presión total ubicada en el eje del mismo en la cámara de ensayos; también se muestra la medición realizada con varios manómetros en U en los cuales la rama de la izquierda (en cada uno de ellos) está abierta a la atmósfera. Se pide

identificar cuál manómetro corresponde a cada punto de medición. Es válida la aplicación de la ecuación de Bernoulli y de continuidad.



Manómetro	Presión
M1	
M2	
M3	
M4	
M5	

4) En el siguiente gráfico se muestra la curva sustentación de un perfil obtenida experimentalmente, se pide el valor de la pendiente de sustentación (Cla).



Opciones:

a) Cla = 0,03
b) Cla = 0,02 [1/º]
c) Cla = 0,03 [1/rad]
d) Cla = 0,03 [1/º]
e) Cla = 2,58 [1/rad]
f) ninguna de las anteriores

5) Mencionar las hipótesis que se adoptan para que tenga validez el aplicar la ecuación de estado de los gases perfectos al aire en las condiciones de realización de los ensayos de laboratorio.

Nombre: ……...
Fecha: 09-06-2020

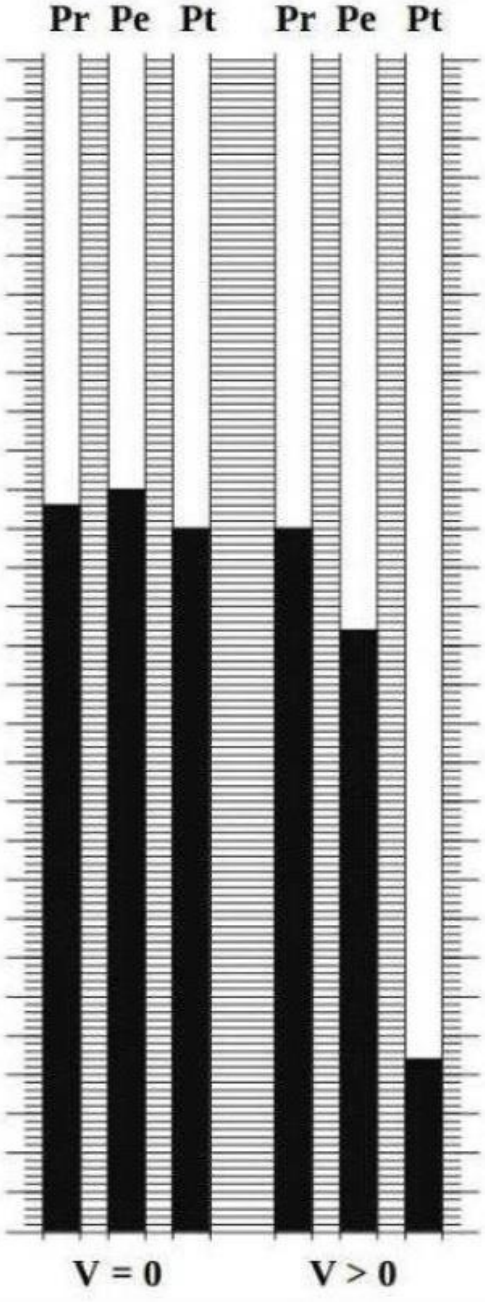
AERONÁUTICA GENERAL
EXAMEN DE LABORATORIO 2020

El tiempo destinado a la realización del presente examen es de 45 minutos. El examen se aprueba con un mínimo de 60 puntos, en cada pregunta se indica el puntaje asignado a cada una de ellas.

En las preguntas en que se pide justificar se pide una respuesta corta sin ningún tipo de demostración matemática, sólo mención de los principios físicos involucrados. En los problemas que se solicita un resultado numérico, la respuesta es única.

En las preguntas de opción múltiple una sola de ellas es la correcta.

20 PUNTOS - En la siguiente imagen se muestran algunas columnas de un multimanómetro que forma 30° con la horizontal, a la izquierda para la determinación de los errores a cero y a la derecha ya con el túnel de viento en marcha; cada división representa 1 mm. Los resultados dejarlos expresados en mmAlc. Tener en cuenta la inclinación del manómetro en los resultados finales. Se pide los valores de presiones corregidas.



20 PUNTOS - A partir del resultado de la pregunta anterior se pide el valor de presión dinámica con su incertidumbre (qDq), aceptando que la incertidumbre de cada lectura individual es la mitad de la apreciación del papel milimetrado. Con Dq se está identificando la incertidumbre de q.

10 PUNTOS - Al realizarse un ensayo en un túnel de viento de cámara de ensayos abierta se obtuvo que la presión dinámica vale: q +- Dq = 27 +- 2 [mmAlc] con el manómetro formando un ángulo de 30° con la horizontal. Al duplicar la velocidad del ensayo se hace necesario llevar el manómetro hasta la posición vertical. Se pide el nuevo valor de la presión total con su incertidumbre (Pt +- DPt).

10 PUNTOS - En la siguiente tabla se muestran los valores leídos al inicio del ensayo de determinación de la capa limite, indicar el valor de YO (altura de despegue) y el criterio utilizado para su determinación.

	Y	Pr	Pest	Ptot
	[mm]	[mmAlc]	[mmAlc]	[mmAlc]
E0		-1	-1	1
	18.75	1	6	55
	18.70	1	6	54
	18.65	1	6	56
	18.60	13	18	68
	18.55	13	19	75
	18.50	13	18	80

10 PUNTOS - En la siguiente tabla se muestran los valores leídos de la misma presión tomados con dos sondas distintas (P1 y P2), obteniéndose un error e S=1. Se pide informar cuál de las sondas mide bien (P1 ó P2).

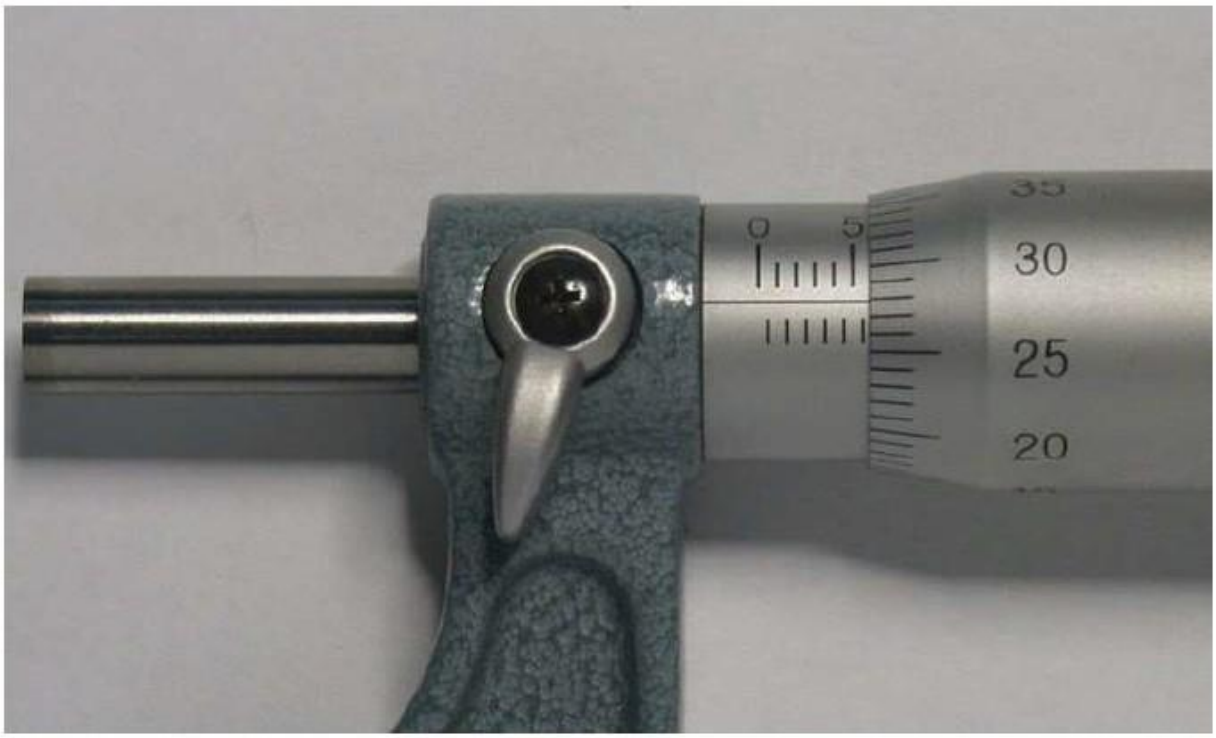
	Pr [mmAlc]	P1 [mmAlc]	P2 [mmAlc]
error a cero	-1	-1	1
	0	57	58

10 PUNTOS - Mencionar las hipótesis que se adoptan para que tenga validez el aplicar la *ecuación de Bernoulli* para describir el movimiento de una corriente de aire en las condiciones presentes en el laboratorio.

10 PUNTOS - Se determinó la densidad del aire ambiente (atm) y en la cámara de ensayos (CE). Se pide determinar de qué tipo de túnel de viento se trata:

$$\rho_{atm} = 1{,}153 [Kg/m^3]$$

$$\rho_{CE} = 1{,}159 [Kg/m^3]$$

- ◯ de cámara de ensayos abierta, de impulsión
- ◯ de cámara de ensayos abierta, de aspiración
- ◯ de cámara de ensayos cerrada, de impulsión
- ◯ de cámara de ensayos cerrada, de aspiración

10 PUNTOS - La siguiente imagen muestra un micrómetro, se pide indicar la lectura y la apreciación del instrumento.